



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**VÝVOJ A SOUČASNĚ VYRÁBĚNÉ
JEDNOPROUDOVÉ MOTORY**

DEVELOPMENT IN PURE JET ENGINE AND PRODUCTION SURVEY

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Peter Štefanovič

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.

BRNO 2016

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Peter Štefanovič**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojírenského inženýrství
Vedoucí práce: **Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.**
Akademický rok: 2015/16

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č. 111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Vývoj a současně vyráběné jednoproudové motory

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Jednoproudové motory představují specifickou kategorii pohonných jednotek letadel. Práce má zmapovat probíhající vývoj a popsat současně vyráběné typy těchto motorů.

Cíle bakalářské práce:

- Popsat princip práce jednoproudových motorů a zhodnotit výhody a nevýhody těchto motorů.
- Stanovit vhodné oblasti aplikace.
- Vytvořit přehled v současnosti vyráběných motorů s uvedením jejich parametrů.
- Identifikovat možná opatření pro zlepšení parametrů jednoproudových motorů.

Seznam literatury:

Kocáb, J. (2000): Letadlové motory. 1. vyd. Praha : Kant, 176 s. ISBN 80-902914-0-6.
Jane's aero-engines / Coulsdon: Jane's Information Group Limited, 2007. 778 s.: il., čb. fot. ISSN 1748-2534.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2015/16.

V Brně, dne 26. 11. 2015

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan

ABSTRAKT

Hlavným cieľom tejto bakalárskej práce je akýsi ucelený prehľad v oblasti jednoprúdových motorov. Stručne vysvetľuje širokú problematiku plynových turbín z hľadiska samotného fungovania, princípu činnosti a rôznych výhod a nevýhod. Ďalej uvádza jednotlivé oblasti použitia a aplikácie. V úvode práca oboznamuje s históriou a príchodom prúdových motorov do najvýznamnejšieho odvetvia - leteckej dopravy. Hlavná časť je zameraná aj na súčasnú výrobu jednotlivých typov motorov s uvedením základných parametrov. V poslednej časti sú klasifikované predbežné možné opatrenia, ktoré by mohli ovplyvniť a zlepšiť podaktoré parametre. Na záver sú v krátkosti naznačené niektoré trendy a smery ich vývoja.

KLÚČOVÉ SLOVÁ

Jednoprúdový motor, tepelný stroj, ťah, spaľovacia komora, turbína.

ABSTRACT

The main object of this bachelor thesis is a comprehensive review of jet engines. The thesis briefly explains the broad issue of gas turbines in terms of their operation and various advantages and disadvantages. Then it presents particular application areas. At the beginning it notes the history and introduction of jet engines to the significant field of aviation. The main part focuses also on the current manufacturing of individual types of engines with technical data. In the last section there are classified provisional steps which could affect or improve some parameters. In the end of the bachelor thesis trends and developments are suggested.

KEYWORDS

Pure jet engine, heat engine, thrust, combustion chamber, turbine.

BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA

ŠTEFANOVIČ, P. *Vývoj a současně vyráběné jednoproudové motory*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 47 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D..

ČESTNÉ PREHLÁSENIE

Prehlasujem, že som túto bakalársku prácu s názvom **Vývoj a súčasne vyráběné jednoproudové motory** vypracoval samostatne pod vedením Ing. Miroslava Šplíchala, Ph.D. s použitím odbornej literatúry uvedenej v zozname použitých zdrojov.

Dátum

Peter Štefanovič

POĎAKOVANIE

Rád by som poďakoval vedúcemu práce, pánovi Ing. Miroslavovi Šplíchalovi, Ph.D., za jeho cenné rady, pripomienky a usmernenia, vďaka ktorým bola táto práca ešte zaujímavejšia. Ďalej by som chcel poďakovať svojej rodine za pomoc a podporu počas celého štúdia na vysokej škole.

OBSAH

ABSTRAKT	5
ÚVOD.....	13
1 Rozdelenie a princíp činnosti	15
1.1 Princíp činnosti.....	15
1.2 Princíp vyvodenia ťahu	16
1.2.1 Faktory limitujúce ťah	18
1.3 Termodynamické procesy	18
1.4 Účinnosť a efektívnosť	19
1.4.1 Tepelná účinnosť	20
1.4.2 Vnútorná účinnosť	20
1.4.3 Ťahová účinnosť	21
1.4.4 Celková účinnosť	22
1.5 Výhody a nevýhody.....	23
1.5.1 Rozdiely medzi jednoprúdovým a dvojprúdovým motorom.....	23
2 Oblasť použitia a súčasná výroba.....	25
2.1 Prúdový motor TJ 100	25
2.1.1 Yabhon - GRN 1.....	28
2.1.2 Yabhon - HMD.....	28
2.2 Prúdový motor TBS - J40.....	29
2.3 Prúdové motory TJ 40-G1 a TJ 40-G2	30
2.4 Modelárska aplikácia.....	31
2.4.1 Graupner G-Booster	31
2.4.2 Jets Munt Merlin.....	32
2.4.3 KingTech Turbines	33
2.4.4 EvoJet Booster.....	35
2.4.5 JetCat	36
3 Vývojové trendy	38
3.1 Program ADVENT	38
ZÁVER.....	40
ZOZNAM POUŽITÝCH ZDROJOV	41
ZOZNAM POUŽITÝCH SYMBOLOV	43
ZOZNAM POUŽITÝCH SKRATIEK.....	45
ZOZNAM PRÍLOH.....	46

ÚVOD

Bakalárska práca sa bude primárne zaoberať jednoprúdovými motormi z pohľadu princípu činnosti, funkcie jednotlivých častí a v neposlednom rade naznačí problematiku jednotlivých výhod a nevýhod v porovnaní s piestovými motormi, a v krátkosti i s dvojprúdovými pohonnými jednotkami, na ktoré sa začalo postupne prechádzať v 60-tych až 70-tych rokoch z dôvodu nízkej propulznej účinnosti jednoprúdových plynových turbín pri pomerne malých rýchlostiach letu. Naopak pri veľkých nadzvukových rýchlostiach dosahujú vysokú účinnosť. Preto sú vhodnejšie pre nadzvukové lietadlá i za cenu väčšej spotreby paliva a výraznejšieho hluku. Na druhej strane sú relatívne ľahké a majú mimoriadne veľký výkon. Spaľuje sa v nich zmes vzduchu a tekutého leteckého paliva, hovorovo nazývaného kerozínu, a prúd horúcich výfukových plynov ženie tento motor smerom vpred. Celou touto problematikou sa vo všeobecnosti bližšie zaoberá prvá kapitola.

Na počiatku mali prvé prúdové jednotky len jednoduchú konštrukciu pozostávajúcu z viacstupňového radiálneho kompresora, zo spaľovacej komory a z jedno, alebo viacstupňovej turbíny. Takže hlavnú časť tvoril generátor plynu s vhodnou výstupnou tryskou. Na ich počiatku stál britský inžinier Frank Whittle, ktorý si v roku 1930 nechal patentovať princíp prúdového motora a neskôr postavil turboreaktívny motor. Jeho neskoršie modifikácie boli uplatnené aj v turbovrťulových motoroch. Keďže hlavným stimulom pre ich rozvoj boli potreby armády, využitie našli predovšetkým vo vojenských lietadlách. Postupom času vývoj výkonnejších jednotiek však preukázal zjavné konštrukčné a fyzikálne limity, a na ich úkor sa začali uplatňovať efektívnejšie, hospodárnejšie, dvojprúdové motory.

Ďalej práca uvádza vhodné oblasti aplikácie s prehľadom dnes produkovaných jednoprúdových motorov. Z dôvodu lacnej výroby, dobrých výkonov pri vysokých rýchlostiach a relatívne krátkej doby práce našli svoje opodstatnenie v modelárskych aplikáciách, v „podomácky“ vyrobených lietajúcich strojoch kategórie experimental, dokonca ako alternatíva pohonu klzákov, alebo v bezpilotných lietajúcich terčoch. Všetky tieto príklady sú podrobnejšie rozpísané v druhej kapitole s udaním niektorých základných parametrov, ktoré reprezentujú danú značku. Odlišnú kategóriu môže tvoriť tryskový pohon automobilov a člnov pri pokusoch o lámanie svetových rekordov.

Posledná kapitola naznačuje niektoré vývojové trendy jednoprúdových motorov, ktoré by mohli zlepšiť niektoré charakteristiky tohto lopatkového tepelného stroja v budúcnosti. Jedno možné opatrenie môžu predstavovať motory s premenným cyklom opísané v programe ADVENT, ktorým sa zaoberá celosvetovo známa letecká firma General Electric Aviation.

1 Rozdelenie a princíp činnosti

V prvej polovici 20. storočia zaznamenali významný rozmach piestové motory, ktoré dosiahli značnej spoľahlivosti a dokonalosti, no v druhej polovici storočia sa situácia výrazne zmenila. Piestové motory s väčšími výkonmi boli postupne nahradené lopatkovými, avšak stále majú uplatnenie pri pohone malých lietadiel všetkých druhov, najmä pri lietadlách najľahších kategórií, a preto zažívajú neustály technický rozvoj. Jedná sa zväčša len o malé detaily, ako napríklad zvyšovanie výkonu, efektívnosti, životnosti, alebo znižovanie hluku, spotreby, poruchovosti atď. Je to spôsobené tým, že ich uplatnenie v súčasnosti nestratilo význam. A tak sa piestový hnací stroj využíva najmä v civilnom a rekreačnom letaní na úkor nižších prevádzkových nákladov, teda na účel zábavy, či na prepravu ľudí a tovaru na krátke vzdialenosti. Na druhej strane, lopatkové pohonné jednotky sa osvedčili pri veľkých dopravných lietadlách, alebo pri bojových stíhačkách, a všade tam, kde je nutné aplikovať vysoký výkon, alebo prekonať veľkú vzdialenosť za pomerne krátky čas.

Treba teda podotknúť, že základný prvok každého lietadla tvorí pohonná sústava, vďaka ktorej sa môže pohybovať. Klasifikácia leteckých pohonov je rozdelená na motory piestové, lopatkové, náporové, pulzné a raketové. Pri lopatkových poznáme dva druhy - prúdové (jednoprúdové, dvojprúdové, špeciálne) a turbohriadeľové (turbovrtuľové, vrtuľníkové, špeciálne). [3]

Ďalej sa už práca zaoberá len problematikou jednoprúdových plynových turbín. Najdôležitejším hľadiskom, podľa ktorého rozlišujeme jednoprúdové motory, je rozdelenie podľa počtu hriadeľov, respektíve rotorov. Rozoznávame jednohriadeľové, dvojhriadeľové, alebo trojhriadeľové motory. Ďalším podstatným hľadiskom je typ kompresora. Podľa neho sa delia na motory s osovým (axiálnym), odstredivým (radiálnym) a kombinovaným kompresorom. Menej významné delenie je buď s prídavným spaľovaním, alebo bez neho, a či má daný stroj obracač ťahu, alebo nie. Pohonné jednotky bojových stíhačiek obracačom ťahu určite nedisponujú. Výnimkou boli len experimentálne jednoprúdové motory. [2, 6]

Ešte treba upresniť, že medzi hlavné časti jednoprúdovej plynovej turbíny patrí vstupná sústava (podzvuková alebo nadzvuková), kompresor (axiálny, radiálny, alebo kombinovaný), spaľovacia komora, turbína a výstupná sústava (s alebo bez obracača ťahu). [3, 5, 6]

1.1 Princíp činnosti

Prúdový motor je v podstate tepelný stroj využívajúci Braytonov cyklus pre plynové turbíny. Jeho pracovný cyklus možno prirovnať k štvordobému motoru v aute. Jednotlivé fázy pracovného obehu sú v podstate rovnaké, teda nasávanie, kompresia, zapálenie a expanzia, ale líšia sa v jednej dôležitej veci. Zatiaľ čo v piestovom motore nasledujú jednotlivé fázy za sebou, v jednoprúdových motoroch prebiehajú všetky súčasne a motor dokáže vyvinúť za rovnaký čas viacej výkonu. Každopádne sa pri nich uplatňuje zákon zachovania energie, ktorý vyjadruje rovnica (1.1). Generátor plynu, v uvedenom prípade plynová spaľovacia turbína ako charakteristický celok, tento zákon teoreticky využíva pre pohon lietadla. [3, 6]

$$E_{vstup} + E_p - E_{sp} = E_{výstup} \quad (1.1)$$

E_{vstup} - energia vstupujúca do spaľovacej turbíny obsiahnutá v prúde nasávaného vzduchu

E_p - dodaná energia (uvoľnená zo vstrekovaného paliva)

E_{sp} - energia spotrebovaná vo vnútri spaľovacej turbíny na pohon kompresora, pomocných zariadení a krytie strát

$E_{výstup}$ - energia na výstupe (slúži k pohonu potrebného zariadenia)

Pracovný cyklus je tvorený radou energetických zmien, ktoré vytvára pracovná látka pri prechode motorom. Počas pracovného procesu prebiehajú tri základné a významné premeny energie:

- chemická energia paliva sa premieňa na tepelnú energiu
- tepelná energia sa potom čiastočne použije na expanznú prácu výtokového plynu
- určitý podiel expanznej práce sa pretransformuje na mechanickú energiu k potrebe vlastného generátora (kompresora) a zvyšná časť tejto práce sa využije k propulzii, teda k vyvedeniu ťahového výkonu. Z uvedeného hľadiska vyplýva, že turbínový motor má dve časti a to generátor a propulzor.

Aby pri expanzii výtokový plyn vykonával svoju úlohu, musí byť prívod tepla uskutočňovaný za vyššieho tlaku pracovnej látky. Zvyšovanie tlaku kompresiou pri lopatkových strojoch a zužitkovanie expanznej práce majú za následok termodynamické procesy. Za výsledok fyzikálno-chemických dejov sa považuje získanie tepelnej energie z chemickej, a to pri spaľovaní paliva vo vzduchu. [5]

Chemicko-fyzikálne a termodynamické deje podrobnejšie popisuje podkapitola 1.3. Slúžia iba pre praktické realizovanie dejových charakteristík jednotlivých bodov Ericsson-Braytonovho cyklu. Kvalitu pracovného obehu ako celku určuje charakter uvedených dejov. Pre objasnenie daných principiálnych vlastností prebiehajúcich v skutočnom motore je potrebné tieto vlastnosti nahradiť termodynamickými zmenami. Takto vzniknutý ideálny obeh umožňuje definovať základné zákonitosti existujúce v reálnych podmienkach, i keď v skutočnosti sú ovplyvňované rozličnými sekundárnymi faktormi a stratami. [5]

1.2 Princíp vyvedenia ťahu

Spaľovacia turbína sa zaraďuje medzi reakčné motory, preto na svoj pohon používa reakčný účinok výtokových plynov, inak nazývaných spalín. Tento dej popisuje Newtonov zákon akcie a reakcie. V prípade pohonu lietadiel vytvára akciu vzduch, ktorý je preháňaný cez turbínu a následne vyfukovaný cez výstupnú dýzu, a reakciou je odpovedajúca sila, ktorá tlačí motor smerom vpred. Ťah je závislý na rýchlosti prúdenia vzduchu cez motor a dá sa vypočítať pomocou rovnice (1.2), ktorá hovorí, že ťah je priamo úmerný súčinu množstva vzduchu za jednotku času a rozdielu hybnosti vzduchu vstupujúceho do motora s hybnosťou vzduchu z motora vystupujúceho. Zjednodušene povedané, výsledný ťah je určený rozdielom hybností vzduchu do motora vstupujúceho a plynu z motora vystupujúceho. V praxi je výpočet ďaleko komplikovanejší, preto sa nahrádza jednoduchším určením výsledného ťahu pomocou impulzovej vety. Pri presnejších výpočtoch sa pripočítava aj hmotnosť pridaného paliva obsiahnutého v hmotnostnom toku spalín. [2, 6, 7]

$$F = Q_m \cdot (c_{výstup} - c_{vstup}) \quad (1.2)$$

F - výsledný ťah

Q_m - hmotnostný tok vzduchu pretekajúceho motorom za jednotku času

$c_{výstup}$ - rýchlosť výstupných plynov

c_{vstup} - rýchlosť vstupných plynov

Treba pripomenúť, že na vyvodení výsledného ťahu sa nepodieľa len rýchlosť spalín, ale aj rozdiel tlaku vzduchu pôsobiaceho na vstupnej ploche s tlakom vzduchu v priereze trysky. [6]

Hmotnostný tok (rovnica 1.3) vyjadruje číselne hmotnosť určitej látky (napríklad vzduchu), ktorá prejde daným prierezom za jednotku času. Po dosadení hustoty zo stavovej rovnice pre ideálny plyn sa vzťah upraví do konečnej podoby (platí len pre teoretický výpočet). V praxi sa ideálne plyny nevyskytujú, ale pri reálnych plynach sa väčšinou používajú stredné integrálne hodnoty vlastností, ktoré závisia od druhu látky, od termodynamickej teploty a od tlaku. [12]

$$Q_m = \rho \cdot c \cdot A = \frac{p}{r \cdot T} \cdot c \cdot A \quad (1.3)$$

A - charakteristický prierez

r - merná plynová konštanta

c - rýchlosť

ρ - hustota

p - tlak

T - termodynamická teplota

V prevádzke platí, že hmotnostný tok výstupných plynov $Q_{m,VP}$ je zložený z hmotnostného toku nasávaného vzduchu $Q_{m,VZ}$, ktorý je potom zväčšený o hmotnostný tok pridaného paliva $Q_{m,p}$ a zmenšený o spotrebovaný hmotnostný tok vzduchu $Q_{m,sp}$ na chladenie, klimatizáciu a krytie strát netesností, takže platí vzťah:

$$Q_{m,VP} = Q_{m,VZ} + Q_{m,p} - Q_{m,sp} \quad (1.4)$$

Pre zjednodušenie je možné s dostatočnou presnosťou predpokladať, že $Q_{m,p} \doteq Q_{m,sp}$ a potom pre hmotnostný tok platí rovnica (1.5). Jedná sa iba o teoretické zjednodušenie, ktoré však neplatí za bežných reálnych podmienok.

$$Q_{m,VP} \doteq Q_{m,VZ} = Q_m \quad (1.5)$$

Na základe predchádzajúcej rovnosti možno vydedukovať, že merný ťah F_m , ktorý je priamo úmerný ťahovej sile motoru F a nepriamo úmerný hmotnostnému toku Q_m , teoreticky závisí len na rozdiely rýchlostí vstupných a výstupných plynov prechádzajúcich pohonnou sústavou. [3, 13]

$$F_m = \frac{F}{Q_m} = \frac{Q_m \cdot (c_{výstup} - c_{vstup})}{Q_m} = c_{výstup} - c_{vstup} \quad (1.6)$$

Poznámka: vo všetkých uvedených výpočtoch sa uvažujú podmienky medzinárodnej štandardnej atmosféry ($p = 101\,325$ Pa, $T = 288,15$ K) a zjednodušujúce predpoklady. To znamená, že rýchlosť letu ostáva konštantná a nemení sa ani geometrická podobnosť jednotlivých prierezov motora. V rovniciach ťahu sa taktiež predpokladá dokonalá expanzia plynu v tryske a nemennosť tlaku okolia, čo za bežných prevádzkových podmienok nikdy nenastane.

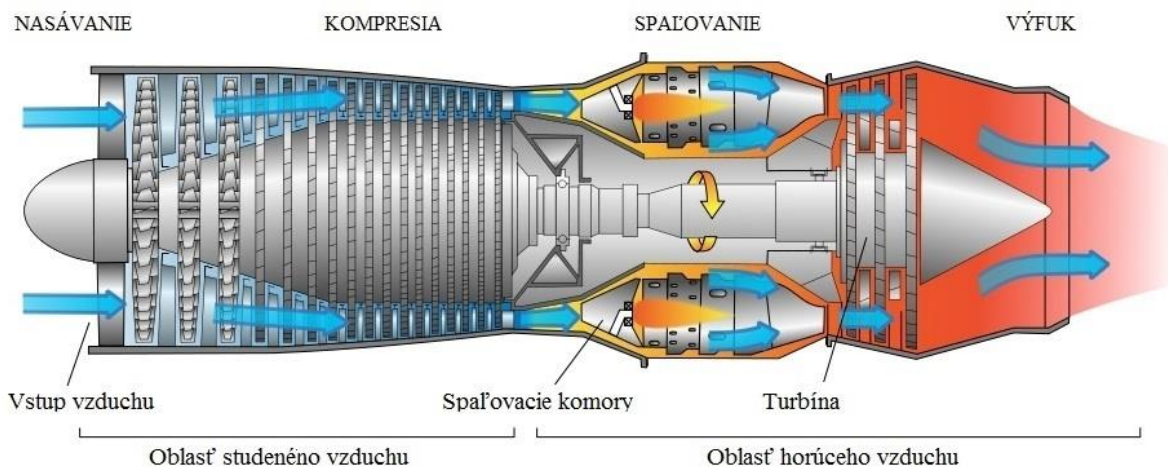
1.2.1 Faktory limitujúce ťah

Najdôležitejšími faktormi ovplyvňujúce ťah sú z fyzikálneho hľadiska teplota a tlak. Čím bude vyššia teplota horúcich plynov pred turbínou a vyššie stlačenie vzduchu za posledným stupňom kompresoru, tým bude dosiahnutý väčší ťah. Z toho vyplýva, že k vyvedeniu vysokého ťahu je nutné využiť potrebné množstvo energie z plynu, ktorú zabezpečuje kompresor a spaľovacia komora. Tak isto sa kladie veľký dôraz na konštrukčné hľadisko, predovšetkým na rozmery a hmotnosť. Väčší motor by istotne dokázal vyvinúť vyšší ťah, ale sú tu určité rozmerové limity, ktoré musia byť optimalizované pre daný typ lietadla. Pravdepodobne poslednou najmodernejšou, jednoprúdovou, plynovou turbínou disponovalo dopravné lietadlo Concorde. Malo štyri motory anglicko-francúzskej výroby, značky Rolls-Royce Olympus 593 Mk 610, ktoré priniesli celý rad významných modernizácií. Ťah motora na maximálnom režime bol 139,4 kN, s prídavným spaľovaním dokonca až 169,2 kN. Dosahovalo maximálnej rýchlosti niečo cez 2300 km·hod⁻¹ vo výškovom rozmedzí od 15 do 18 km. Na danú dobu to bol jeden z najvýkonnejších strojov, ktorý nemal absolútne žiadneho konkurenta. [6]

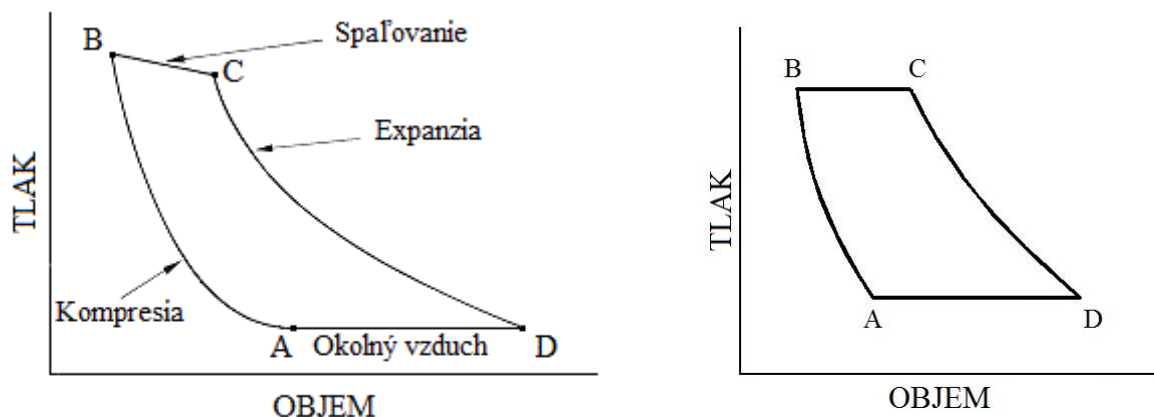
Dalo by sa teda povedať, že konštrukčné hľadisko je dnes limitované rozmermi lietadla. Preto sa dnešný vývoj sústreďuje na navrhovanie kvalitnejších žiarupevných materiálov, efektívnejších systémov chladenia s čo najmenšími stratami apod. Napríklad motory s premenným cyklom (kapitola 3.1) predstavujú jedno z možných riešení, ako zvýšiť ťah, keď je to najviac vhodné.

1.3 Termodynamické procesy

Ako už bolo spomenuté, plynová turbína využíva pre svoju činnosť Braytonov pracovný cyklus. Ako pracovné médium je uvažovaný atmosférický vzduch, ktorý v jednotlivých fázach mení svoju teplotu, objem a tlak a tieto zmeny nastávajú kontinuálne. Obrázok 1.1 znázorňuje schému jednoprúdovej pohonnej jednotky (modré šípky udávajú smer prúdenia vzduchu cez jednotlivé časti motora a následne ho rozdeľujú na úsek so studeným a s horúcim plynom). Ďalej obrázok 1.2 zobrazuje p-V diagram popisujúci samotný cyklus, respektíve jednotlivé fázy pracovného cyklu jednoprúdovej plynovej turbíny.

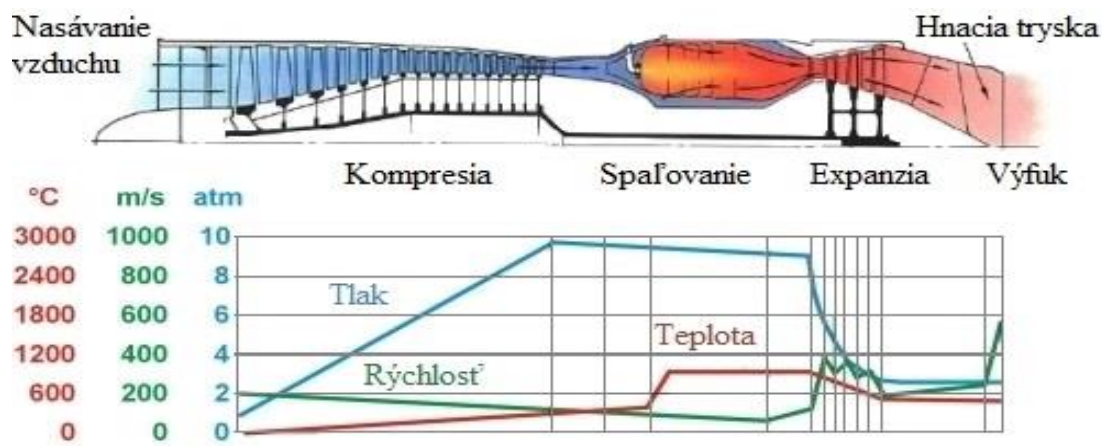


Obr. 1.1 Schéma jednoprúdového motora [7]



Obr. 1.2 Skutočný (vľavo) a ideálny (vpravo) Braytonov pracovný obeh turbínového motora [6]

V bode A je teda vzduch nasávaný do motora cez vstupný otvor a jeho vlastnosti sú ovplyvnené okolitým prostredím. Kompresor začína postupným stlačovaním vzduchu (bod A - B) meniť jeho teplotu a tlak, ktoré sa zvyšujú, zatiaľ čo rýchlosť prúdenia sa mení iba minimálne, respektíve jej hodnota sa udržiava približne rovnaká. Z toho vyplýva, že kompresor dodá motoru tlakovú energiu. Akonáhle sa vzduch dostane do spaľovacej komory (bod B), je k nemu primiešavané palivo za približne rovnakého tlaku a teplota začína prudko rásť. Nastáva zapálenie a horenie a potrebný kyslík je čerpaný z atmosféry. Teoreticky sa zanedbávajú tlakové straty, ktoré sú v realite spôsobené vzniknutými vírmi a turbulenciami. Tieto zmeny majú na svedomí pokles tlaku v rozmedzí 3 až 6 % počas celej doby spaľovania (bod B - C). Napriek tomu sa v spaľovacej komore rapídne mení objem a motoru je dodávaná tepelná energia. Horúce splodiny s vysokou teplotou prirodzene opúšťajú spaľovaciu komoru do miesta s nižším tlakom, teda smerom vzad, a expandujú cez turbínu a výstupnú dýzu (bod C - D) von do okolitého prostredia. Turbína uberá splodinám časť energie na svoju činnosť a vo výsledku sa zvyšná tlaková a tepelná energia prevádza na energiu kinetickú, ktorá ženie motor vpred. Na obrázku 1.3 sú krivky zmien tlaku, rýchlosti a teploty počas rôznych fáz pracovného cyklu jednorúrovňového motora. [4, 6]



Obr. 1.3 Tlak, rýchlosť a teplota v jednorúrovňovom motore [6]

1.4 Účinnosť a efektívnosť

Výhodnosť a ekonomickosť pracovného cyklu akéhokoľvek motora sa hodnotí prostredníctvom účinnosti, ktorú možno zistiť pri špeciálnych testoch v skúšobniach, ale nie v leteckej prevádzke. V praxi patrí medzi dôležité faktory spotreba paliva. Tá je vyjadrená prostredníctvom mernej

spotreby, ktorá má veľmi úzku súvislosť s celkovou účinnosťou motora. Merná spotreba paliva m_p je presnejšie definovaná ako množstvo spotrebovaného paliva (v kilogramoch) potrebného na vyvedenie ťahu po dobu jednej hodiny (jednotka $\text{kg} \cdot \text{N}^{-1} \cdot \text{hod}^{-1}$). Anglicky sa označuje ako SFC¹ a je zväčša ovplyvňovaná ťahovou aj termickou účinnosťou. [1, 2, 4]

1.4.1 Tepelná účinnosť

V ideálnych podmienkach pre prúdové motory a plynové turbíny všeobecne vyjadruje termickú účinnosť Braytonov cyklus (rovnica 1.7). Skutočný tepelný obeh má samozrejme menšiu mernú prácu ako ideálny, a nespĺňa zjednodušujúce predpoklady (napríklad že účinnosť kompresora nie je 100%). V prípade rovnovážneho ustáleného chodu motora je merná práca (energia) cyklu využitá ku zvýšeniu kinetickej energie plynu prúdiaceho cez motor. [3, 4]

$$\eta_t = 1 - \frac{1}{\varepsilon^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (1.7)$$

ε - tlakový (kompresný) pomer (pomer tlakov po kompresii a pred kompresiou)

κ - Poissonova konštanta (adiabatický exponent) - pre dvojatómové plyny má hodnotu 1,41

V skutočných tepelných strojoch dochádza k stratám, časť energie sa nevratným spôsobom premieňa na teplo, ktoré ostáva nevyužitú. Tepelná účinnosť teda vyjadruje akúsi mieru premeny tepla spotrebovaného za jednotku času na efektívny (využiteľný) výkon. Ak lietadlo nie je v pohybe, žiadna energia sa nemení na užitočnú a pohonná jednotka nepremieňa efektívny výkon na ťahový. V tom prípade je účinnosť motora nulová. [4]

$$\text{Tepelná účinnosť} = \frac{\text{Efektívny výkon}}{\text{Spotrebované teplo}} \quad \eta_t = \frac{N_{ef}}{q_{spotr}} \quad (1.8)$$

Jednoduchšie jednorúrovňové motory s radiálnym kompresorom disponujú menšou tepelnou účinnosťou oproti motorom s axiálnym kompresorom z dôvodu vyššieho stlačenia kompresora. Z toho vyplýva, že čím bude vyššie stlačenie vzduchu, tým bude aj vyššia tepelná efektívnosť.

1.4.2 Vnútorná účinnosť

Vnútornú (efektívnu) účinnosť skutočného obehu možno prirovnať k tepelnej účinnosti ideálneho obehu, avšak vnútorná efektívnosť navyše zahŕňa i straty spojené s premenou tepla na kinetickú energiu vystupujúceho plynu. Sú to straty pri nedokonalom horení v spaľovacej komore, straty trením vo všetkých častiach motora a straty tepla, ktoré sú tiež obsahom vystupujúcich plynov. Jej veľkosť sa pohybuje v rozmedzí približne od 0,20 do 0,30 (20÷30 %).

$$\eta_v = \frac{\text{Prírastok kinetickej energie pracovnej látky za jednotku času}}{\text{Energia dodaná palivom za jednotku času}} \quad (1.9)$$

¹ Specific Fuel Consumption [4]

Jej reálna podoba je v skratke zapísaná v rovnici (1.10). Kinetická energia v čitateli predstavuje výkon a energia paliva v menovateli sa dá vyjadriť ako súčin hmotnostného toku paliva Q_m s výhrevnosťou paliva q_n . Po dosadení do definičnej rovnice (1.10) a následnou úpravou sa hmotnostné toky vykrátia a vnútorná účinnosť bude vyjadrená závislosťou mernej práce (energie), výhrevnosťou, potrebným množstvom vzduchu a súčiniteľom prebytku vzduchu. [1, 3]

$$\eta_v = \frac{w_o}{q_n} \cdot \lambda \cdot L_t \quad (1.10)$$

w_o - merná práca obehu

λ - súčiniteľ prebytku vzduchu (2,5÷5,0)

L_t - teoreticky potrebné množstvo vzduchu (pri lopatkových motoroch cca 15,0)

1.4.3 Ťahová účinnosť

Ťahová (propulzná) účinnosť vyjadruje mieru premeny efektívneho výkonu na ťahový. Je daná ako pomer vykonanej práce za jednotku času (ťahového výkonu N_T) a práce dodanej plynu prúdiaceho cez motor (prírastok kinetickej energie pracovnej látky za jednotku času, alebo aj efektívny výkon N_{ef}). Tento pomer je vyjadrený v rovnici (1.11). [3, 4]

$$\eta_p = \frac{\text{Ťahový výkon}}{\text{Prírastok kinetickej energie pracovnej látky za jednotku času}} \quad \eta_p = \frac{N_T}{N_{ef}} \quad (1.11)$$

Zo skutočného fyzikálneho hľadiska nemožno úplne premeniť kinetickú energiu plynu, získanú vo vnútri motora, na ťahovú prácu, čiže časť tejto energie sa stratí v okolitej atmosfére. Zároveň platí, že čím väčšia je propulzná účinnosť pri konštantnej rýchlosti $c_{výstup}$, tým menší bude merný ťah F_m . Jej hodnoty sa pohybujú približne od 0,50 až do 0,80 (50÷80 %).

Podrobnejšie rozpísaný vzorec na ťahovú účinnosť sa nachádza v rovnici (1.12). Boli použité predchádzajúce rovnice z princípu vyvodenia ťahu s propulzným výkonom N_T , ktorý je daný súčinom ťahu F s rýchlosťou letu c ($c = c_{vstup}$). [3, 4]

$$\eta_p = \frac{F \cdot c}{\frac{1}{2} Q_m (c_{výstup}^2 - c_{vstup}^2)} = \frac{2 \cdot (c_{výstup} - c) \cdot c}{c_{výstup}^2 - c^2} = \frac{2 \cdot (c_{výstup} - c) \cdot c}{(c_{výstup} + c) \cdot (c_{výstup} - c)} = \frac{2 \cdot c}{c_{výstup} + c} \quad (1.12)$$

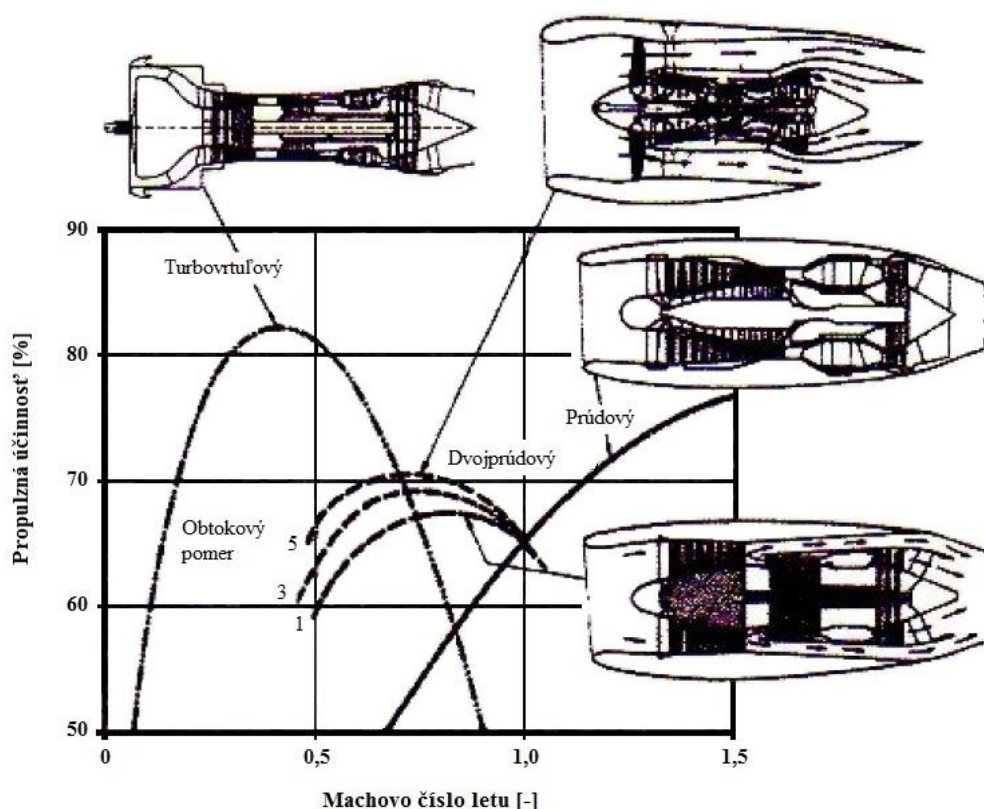
Ťahovú účinnosť v závislosti na rýchlosti letu (rýchlosť vyjadrená Machovým číslom) leteckých motorov zobrazuje obrázok 1.4. Pri malých rýchlostiach dosahujú jednoznačne najväčšej propulznej efektívnosti turbovrtuľové motory. Do rýchlosti približne 650 km·hod⁻¹ je ich účinnosť vysoká vďaka väčšiemu hmotnostnému toku, ktorý prechádza vrtuľou. Po prekročení rýchlosti okolo 650 km·hod⁻¹ nastáva prudký pokles účinnosti vrtule z dôvodu narušenia prúdenia vzduchu na špičkách vrtuľových listov. Začínajú sa objavovať rázové vlny a s nimi spojené značné straty. Na rozdiel od klasického prúdového motora, kde je propulzná účinnosť pri malých rýchlostiach dosť nízka, sú pri nízkych rýchlostiach výhodnejšie a ekonomickejšie turbovrtuľové motory.

Následným zvyšovaním rýchlosti, pri Machovom čísle letu okolo 1,5, sa neustále zvyšuje ťahová účinnosť jednorúrovňových motorov dosť ďaleko za hranice možností motorov turbovrtuľových.

Pri tejto hranici, od rýchlosti približne $1500 \text{ km}\cdot\text{hod}^{-1}$, zatiaľ nemá prúdový motor žiadnu konkurenciu a jeho účinnosť vyvolaná ťahom môže dosahovať hodnotu až okolo 80 %. [4]

Moderné dopravné lietadlá však používajú dvojprúdové motory, ktoré operujú s najväčšou propulznou účinnosťou v rozmedzí hodnôt Machového čísla 0,5 až 1,0. Je to zapríčinené tým, že pri nich dochádza k menšiemu urýchľovaniu veľkého množstva vzduchu, napriek tomu dokážu lietať oveľa väčšou cestovnou rýchlosťou ako turbovrtuľové motory. Výškový rozdiel a odpor vzduchu je v tomto prípade zanedbaný.

Každý motor má svoj najefektívnejší stav (pracovný režim, výška, rýchlosť letu atď.), v ktorom je schopný operovať s najväčšou ťahovou účinnosťou. Prúdovým motorom pri nižších rýchlostiach môže pomôcť regulovateľná výstupná dýza, ktorá umožňuje výraznejšie ovplyvniť ťahovú účinnosť pri širšom rozsahu pracovných režimov danej pohonnej jednotky, respektíve aj pri väčšej škále rýchlostí letu.



Obr. 1.4 Ťahová účinnosť rôznych turbínových motorov v závislosti na Machovom čísle (Dvojprúdový motor - obtokový pomer 1,3, 5) [4]

1.4.4 Celková účinnosť

Celkovú účinnosť reprezentuje pomer mernej ťahovej práce k teplu privedenému do motora za jednotku času vo forme paliva. Obvykle sa vzťahuje na 1 kg vzduchu. Tento pomer zobrazuje rovnica (1.13) a rovnica (1.14) a energiu dodanú palivom v menovateli potom vymedzuje spotrebované teplo q_n (q_n - výhrevnosť paliva). [1, 3, 4]

$$\eta_c = \frac{\text{Ťahový výkon}}{\text{Energia dodaná palivom za jednotku času}} \quad (1.13)$$

$$\eta_c = \frac{\text{Ťahový výkon}}{\text{Spotrebované teplo}} = \frac{N_T}{q_n} = \frac{F_m \cdot c}{q_n} \quad (1.14)$$

Po úprave výsledného stavu rovnice (1.14) je v súlade s predchádzajúcimi definičnými rovnicami celková účinnosť vo výsledku rovná súčinu vnútornej a ťahovej (propulznej) účinnosti vyjadrenej v nasledujúcej rovnici (1.15). [1, 3]

$$\eta_c = \eta_v \cdot \eta_p \quad (1.15)$$

V celkovej účinnosti sú zahrnuté všetky straty tepelnej energie - vonkajšie, a aj vnútorné. Takže celková efektívnosť predstavuje akúsi mierku ekonomickosti motora a bezprostredne ovplyvňuje i mernú spotrebu paliva m_p . Hodnota celkovej účinnosti jednopráúdového motora kolíše približne v rozmedzí intervalu od 0,10 do 0,24 (10÷24 %). [1, 3]

Napríklad pri rýchlosti letu okolo 900 km·hod⁻¹ by jednopráúdový motor dosiahol iba 14% celkovú účinnosť. Až pri rýchlosti 1730 km·hod⁻¹ a viac, by hodnota celkovej efektívnosti stúpila na 20 %. Preto pre pohon dopravných lietadiel s podzvukovou rýchlosťou letu nie je jednopráúdový motor vhodný, čo je značná nevýhoda. [9]

1.5 Výhody a nevýhody

Neexistuje skutočný motor, na ktorom by sa nenašli záporné vlastnosti. To isté platí aj v opačnom prípade a každé pre má aj svoje proti. Pre stanovenie významných predností a nedostatkov je porovnávaný všeobecný piestový motor s rovnako výkonným jednopráúdovým motorom. [2, 4]

Medzi značné výhody práúdového motora patrí:

- vyšší výkon a ťah vo väčších výškach a pri vyšších rýchlostiach
- jednoduchší a rýchlejší štart, dokonca aj pri veľmi nízkych teplotách (okolo -40 °C)
- kludnejší chod, pretože všetky pohybujúce sa časti uskutočňujú len rotačný pohyb a preto mechanické straty predstavujú iba 1 %, čiže sú zanedbateľné
- menšie konštrukčné rozmery a zároveň aj nižšia hmotnosť
- hlavné časti možno oddeliť a jednoducho vykonať kontrolu a údržbu (modulová konštrukcia)
- menšie znečistenie ovzdušia kvôli dokonalejšiemu spaľovaniu paliva
- nízka spotreba oleja (len na ložiskách), pretože olej sa nemieša s palivom

Medzi výrazné nevýhody patrí napríklad:

- väčšia závislosť výkonu motora na teplote okolitého vzduchu
- pomalšia akcelerácia z dôvodu princípu činnosti práúdového motora
- zvýšené požiadavky na uloženie rotačných častí kvôli vysokým otáčkam
- technologická náročnosť pri výrobe komplikovaných častí a zároveň vyššie výrobné náklady
- potreba výkonnejšieho spúšťača (generátora) v dôsledku vyšších voľnobežných otáčok
- menšia hospodárnosť, vyššia merná spotreba paliva v nominálnom režime
- potreba permanentne vysokých pracovných teplôt (okolo 1300 °C) a dôležitého chladenia najnamáhanejších častí motora

1.5.1 Rozdiely medzi jednopráúdovým a dvojpráúdovým motorom

Na porovnanie základných výhod a nevýhod medzi jednopráúdovým a dvojpráúdovým motorom s približne rovnakým ťahom (stíhacích lietadiel) slúži tabuľka 1.1. Pohonná jednotka Tumansky

G-35-300 bola určená pre lietadlo MiG-23ML a vznikla koncom sedemdesiatych rokov. Jedná sa o jednopráúdový, turbokompresorový, dvojriadel'ový motor s jedenásťstupňovým axiálnym kompresorom, s prstencovou spaľovacou komorou, s dvojestupňovou axiálnou chladenou plynovou turbínou reakčného typu, s výstupnou sústavou s komorou prídavného spaľovania a s regulovateľnou výstupnou dýzou. Oproti nemu stojí dvojprúdový Pratt & Whitney F100-PW-229. Vznikol koncom osemdesiatych rokov a používa sa v stíhačkách F-15 Eagle (od 1991) a F-16 Fighting Falcon (od 1993) až dodnes. Dokonca si vyslúžil prezývku najspoľahlivejší, vojenský, práúdový motor. Konštrukcia pozostáva z trojestupňového dúchadla, desaťstupňového axiálneho vysokotlakového kompresora, prstencovej spaľovacej komory, dvojestupňovej vysokotlakovej a dvojestupňovej nízkotlakovej turbíny, z komory prídavného spaľovania a z konvergentno-divergentnej výstupnej dýzy. [6]

Tab. 1.1 Technické údaje jednopráúdového (G-35-300) a dvojprúdového (F100-PW-229) motora [6]

	G-35-300	F100-PW-229
Hlavné parametre		
Maximálny ťah	84 000 N	79 100 N
Maximálny ťah s prídavným spaľovaním	127 500 N	129 600 N
Merná spotreba paliva na maximálnom režime	94,2 kg·kN ⁻¹ ·hod ⁻¹	77,5 kg·kN ⁻¹ ·hod ⁻¹
Merná spotreba paliva s prídavným spaľovaním	198 kg·kN ⁻¹ ·hod ⁻¹	197,8 kg·kN ⁻¹ ·hod ⁻¹
Maximálna teplota plynov pred turbínou	1 117 °C	1 482 °C
Nasávané množstvo vzduchu	110 kg·s ⁻¹	115 kg·s ⁻¹
Rozmery a hmotnosť		
Vstupný priemer	846 mm	880 mm
Maximálny priemer	908 mm	1 181 mm
Celková dĺžka	4 991 mm	4 851 mm
Suchá hmotnosť	1 765 kg	1 735 kg

Z uvedenej tabuľky 1.1 vyplýva, že jednopráúdový motor G-35-300 pracoval s nižšou maximálnou teplotou pred turbínou z dôvodu nie veľmi vyspelých žiarupevných materiálov na danú dobu. Keby bola táto teplota vyššia, tak by bol vyvedený ešte väčší ťah. Výhodou sú možno menšie priemerové rozmery motora, alebo jednoduchšia konštrukcia. Naopak nevýhodou je náročnejšie chladenie plynovej turbíny, vysoká merná spotreba paliva, podstatne vyšší hluk (obrázok 3.1) a menší prebytok ťahu pri nulovej rýchlosti letu, ktorý ovplyvňuje vzletovú dráhu lietadla. Dvojprúdový motor F100-PW-229 disponuje nižšou mernou spotrebou paliva, pretože dúchadlo pri rovnakom množstve spotrebovaného paliva dokáže vyvinúť vyšší ťah. Prejavuje sa to na prevádzkových nákladoch. Na úkor väčšieho vstupného otvoru do pohonnej jednotky má aj vyšší prietok vzduchu a efektívnejšie chladenie zaručené druhým práudom studeného vzduchu, ktorý prúdi okolo jadra motora. K záporom patrí aj výrobná cena lepších žiarupevných materiálov použitých napríklad na obežné lopatky turbínových kôl. Tie musia zniesť podstatne vyššiu teplotu, v prípade F100-PW-229 až okolo 1500 °C. Ďalej najvyššiu účinnosť dosahujú dvojprúdové motory pri podzvukových rýchlostiach. Ďalšou nevýhodou sú narastajúce priemerové rozmery celej pohonnej sústavy.

2 Oblasť použitia a súčasná výroba

V minulosti plnili jednorúrdové motory účely zväčša vojenského letectva, no dnes ich postupne vytlačili dvojprúdové motory vďaka svojim hospodárnejším vlastnostiam. Aj v civilnej doprave mali uplatnenie, pretože nahradzovali piestové a turbovrtuľové motory, ktoré sa v istej miere používajú doposiaľ.

V súčasnosti sa vyrábajú len malé, jednoduché, jednorúrdové motory s ťahom približne od 0,05 do 7,0 kN určené k pohonu vetroňov, lietajúcich terčov, bezpilotných prieskumných lietadiel, navádzacích striel, a uplatnenie získali aj v modelárstve pre zmenšené makety diaľkovo ovládaných lietadiel. Porovnanie základných parametrov týchto malých jednorúrdových motorov pre modelársku aplikáciu s ťahom okolo 100 N udáva tabuľka A, ktorá sa nachádza v prílohe A. Prvým podnetom pre hľadanie týchto informácií o jednotlivých pohonných jednotkách bola exkurzia vo firme První Brněnská Strojárna Velká Bíteš, od ktorej som získal prvotné údaje o ich produktoch. Pre zistenie rôznych detailov som na internetovej stránke danej spoločnosti zistil možné uplatnenie týchto jednotiek a zároveň som tak dostal námet na kľúčové slová vyhľadávania tejto problematiky. Na základe toho som klasifikoval možnú aplikáciu na tri hlavné oblasti: motorové klzáky, bezpilotné lietajúce prostriedky armády a motory pre malé modely lietadiel. V týchto oblastiach sa totiž vyžadujú vysoké výkony a čo najnižšie výrobné náklady.

2.1 Prúdový motor TJ 100

Výrobcom je firma První Brněnská Strojárna (PBS) a tento malý prúdový motor je využívaný pre experimentálne lietadlá, vetrone s prídavným motorom a bezpilotné lietajúce prostriedky triedy UAV². Táto pohonná jednotka našla uplatnenie nielen v civilnej aplikácii, ale aj vo vojenských bezpilotných terčoch. Disponuje klasickou koncepciou - radiálny kompresor, prstencová spaľovacia komora, axiálna dvojstupňová turbína a pevná výstupná tryska. Medzi hlavné prednosti patrí kompaktné prevedenie, výborný pomer hmotnosť/ťah nízka spotreba paliva v danej výkonovej kategórii. Ďalšou výhodou je zabudovaný štartér-generátor, ktorý pomocou 24 V batérie zabezpečuje spoľahlivé štartovanie, napájanie palubnej siete a chladenie motoru i po jeho zastavení. Modifikácie tohto motora sú určované zákazníkom a spravidla vytyčujú tri možné varianty: montáž, vstupné hrdlo nasávania, výstupná dýza. [11]



Obr. 2.1 Turbínový motor TJ 100 (bez prednej kapoty) [11]

² Unmanned Aerial Vehicle. Dnes je tento výraz častokrát nahradzovaný pojmom „dron“. [16]



Obr. 2.2 Turbínový motor TJ 100 z viacerých uhlov pohľadu (bez prednej kapoty) [11]

V kategórii malých prúdových motorov s ťahom 1300 N sa TJ 100 radí medzi najlepšie na svete. Konštrukcia, ako bolo spomenuté, je jednoduchá: jednostupňový radiálny kompresor, radiálny a axiálny difúzor, prstencová spaľovacia komora a axiálna dvojstupňová turbína. Autonómny olejový systém maže uloženie rotora a elektronický systém zabezpečuje riadenie motora. Zapaľovací systém je nízkonapäťový, čiže štart motora je elektrický. Vstavaný generátor spolu s DC-DC³ meničom zaobstarávajú napätie. [11]

Tabuľka 2.1 vyjadruje niektoré významné technické charakteristiky motora. Jeho vynikajúce vlastnosti našli uplatnenie predovšetkým v triede malých prúdových lietadiel a motorizovaných, vysoko výkonných, vetroňov. SubSonex JSX-1 a JSX-2 (Obr. 2.3), alebo BeDe - 5J sú podomácky vyrobené „mikrojety“ a zaraďujú sa medzi najmenšie prúdové lietadlá na svete. Malé prúdové lietadlo s výbornými manévrovacími schopnosťami, BD - 5J, momentálne zastupuje nízko letiace navádzacie strely pri výcviku vojska raketovej obrany. Tento cieľ možno veľmi ťažko zamerať, pretože je malý, obratný a nesmierne rýchly i v malých výškach. Váži len okolo 150 kg a s TJ 100 dokáže vyvinúť maximálnu rýchlosť až neuveriteľných $500 \text{ km} \cdot \text{hod}^{-1}$. Do kategórie prúdových klzákov patria Let L-13 Blaník (TJ) a Super Salto (Obr. 2.4) s pevne uchytenou pohonnou jednotkou TJ 100, ktoré napredujú ďaleko lepšími manévrovacími schopnosťami. Vetroň TST - 14J dokonca disponuje zásuvným mechanizmom pre motor, ktorý sa dokáže počas letu sklopiť do trupu vetroňa a opätovne vysunúť v prípade potreby pilota. Tento chytrý systém zlepšuje aerodynamické vlastnosti počas samotného letu, ale na druhej strane konštrukcia trupu v tomto mieste vykazuje značnú mieru oslabenia. Zvyšuje sa aj celková hmotnosť, ktorá hrá veľmi významnú úlohu pri plachtení. [11, 30]



Obr. 2.3 SubSonex JSX-1 a SubSonex JSX-2 (kategória EXPERIMENTAL) [14]

³ DC-DC menič prevádza vstupné jednosmerné napätie na výstupné jednosmerné napätie inej veľkosti [20]



Obr. 2.4 Vetroň Super Salto s pevným pohonným mechanizmom PBS TJ 100 [15]

Tab. 2.1 Základné technické údaje prúdového motora TJ 100 [11]

Hlavné parametre

Maximálny ťah	1300 N
Maximálna spotreba paliva	112 kg·kN ⁻¹ ·hod ⁻¹
Elektrický výkon	750 W

Rozmery a hmotnosť

Maximálny priemer	272 mm
Dĺžka	625 mm
Suchá hmotnosť ⁴	19,5 kg

Ďalšie dáta

Voľnobežné otáčky	30 000 min ⁻¹
Maximálne otáčky	60 000 min ⁻¹
Maximálna EGT ⁵	800 °C
Teplota pre štart	-40 až +50 °C
Nadmorská výška	0 až 10 000 m
Nadmorská výška pre štart	0 až 8 000 m
Rýchlosť ⁶	< Mach 0,8
Kompresný pomer	3,8

Požiadavky

Palivo	Jet A1, JP5, JP8
Olej	Mobil Jet Oil II, Aeroshell Turbine Oil 560

⁴ Hmotnosť bez prevádzkových kvapalín a bez príslušenstva [17]

⁵ Exhaust Gas Temperature (Teplota výstupných plynov) [20]

⁶ 1 Mach \doteq 340 m·s⁻¹

2.1.1 Yabhon - GRN 1

Ďalšie uplatnenie jednorúrovňových motorov, nielen TJ 100, ale napríklad aj TJ 40 (kapitola 2.3), našli v kategórii bezpilotných lietajúcich terčov, „dronov“. Dôvodom sú hlavne nižšie výrobné a prevádzkové náklady a menšia hmotnosť pre dané výkony. Vyrába ich emirátska spoločnosť Adcom Systems. Tieto lietajúce ciele slúžia predovšetkým k výcviku stíhacích pilotov, alebo pre rakety typu zem-vzduch a vzduch-vzduch. [11, 16]

Yabhon - GRN1 dokáže dlhodobo vyvinúť vysoký výkon a môže byť vypustený z paluby lode, alebo zo zeme za pomoci konvenčného odpaľovacieho systému. Keďže terč disponuje väčším vnútorným priestorom, je schopný uniesť náklad s váhou až 40 kg. Tento náklad zvyčajne predstavuje dymové alebo infračervené nábojnice, pasívny a aktívny radarový systém, transpondér⁷ apod. S motorom TJ 100 dosahuje tento bezpilotný stroj maximálnu rýchlosť do 1000 km·hod⁻¹. [16]



Obr. 2.5 Yabhon - GRN1 na odpaľovacej rampe [16]

2.1.2 Yabhon - HMD

Yabhon - HMD slúži podobne, ako aj vyššie uvedený, k bezpilotnému terču pre armádne účely. Tento typ dokáže uniesť 25 kg rozličného vybavenia určeného pre danú misiu. Takisto plní úlohu rýchlo letiaceho terča pre rakety zem-vzduch a vzduch-vzduch, pretože má výborne manévrovacie schopnosti a môže stúpať rýchlosťou približne 30 m·s⁻¹ až do výšky okolo ôsmich kilometrov. Jeho maximálna rýchlosť s motorom TJ 100 je približne 800 km·hod⁻¹ a vo vzduchu sa udrží zhruba 60 minút. Za celý tento čas spotrebuje cca 110 litrov paliva. Na štart je tiež potrebný konvenčný odpaľovací systém, bez ktorého by tento stroj nevzlietol. [16]



Obr. 2.6 Yabhon - HMD na prepravnom vozíku [16]

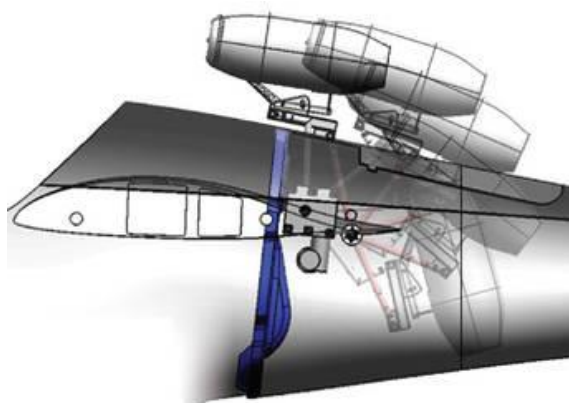
⁷ Rádioelektrická aparatura primárne určená na prenos rádiových signálov. [16]

2.2 Prúdový motor TBS - J40

Tento turbínový pohon J40 používa vetroň HpH 304SJ (Obr. 2.9) ako jednu z dvoch možných motorových variant bezprostredne iba k bezpečnému návratu na domovské letisko, čiže v prípade nepriaznivých meteorologických podmienok. Svojou hmotnosťou a kompaktnosťou napreduje voči piestovému motoru, aj keď nie je primárne určený na vzlet klzáku. Pohonnú jednotku pre českú HpH Sailplanes dodáva nemecká firma Turbinenbau Schubert. [17]



Obr. 2.7 TBS 400N - J40P s predným krytom [17]



Obr. 2.8 Schéma zásuvnej pohonnej jednotky vetroňa HpH 304SJ [17]

Tab. 2.2 Základné technické údaje prúdového motora TBS 400N - J40P [17]

Hlavné parametre

Maximálny ťah	420 N
Nominálny maximálny ťah	400 N
Merná spotreba paliva	126 kg·kN ⁻¹ ·hod ⁻¹

Rozmery a hmotnosť

Maximálny priemer	156 mm
Dĺžka	320 mm
Suchá hmotnosť	4,0 kg

Ďalšie dáta

Maximálne otáčky	104 000 min ⁻¹
Maximálna EGT	720 °C
Nasávané množstvo vzduchu	0,78 kg·s ⁻¹
Pomer ťah/hmotnosť	10,5
Kompresný pomer	3,8

Požiadavky

Palivo	Jet A1
Olej	Aeroshell Turbine Oil 500
Mazanie	4 % oleja v palive

Voči piestovému motoru disponuje tento prúdový niekoľkými výhodami:

- podstatne nižšia hmotnosť a lepšia kompaktnosť konštrukcie
- ťah je konštantný pri všetkých rýchlostiach
- pri vysunutí pohonnej jednotky sa odpor zvýši menej ako pri vysunutí podvozku

Avšak hlavná výhoda vychádza z jednoduchosti a bezpečnosti. [17]



Obr. 2.9 Klzák HpH 304SJ s prúdovým motorom TBS - J40 [17]

2.3 Prúdové motory TJ 40-G1 a TJ 40-G2

Ďalšia turbínová jednotka od firmy První Brněnská Strojárna je TJ 40-G1 a TJ 40-G2. Tieto motory našli uplatnenie predovšetkým v bezpilotných prostriedkoch, motorizovaných klzákoch alebo sa využívajú pri väčších modelárskych aplikáciách. Ich jediným rozdielom je výkon generátora, menovitá dĺžka a celková hmotnosť. Zatiaľ čo TJ 40-G1 dosahuje elektrický výkon generátora prúdu pri napätí 12 V len 200 W, u TJ 40-G2 je to pri 12 V až 800 W. Konštrukcia oboch typov obsahuje klasické zloženie: jednostupňový radiálny kompresor spojený hriadeľom s jednostupňovou axiálnou turbínou, ďalej prstencovú spaľovaciu komoru a výstupnú trysku. Motor je digitálne ovládaný, plne elektronický, vybavený tromi elektro ventilmi, bezkontaktným štartér-generátorom, senzorom teploty výstupných plynov, kerozínovým štartovacím systémom, AC-DC⁸ meničom o výkone 200 W a keramickými ložiskami vysokej kvality od nemeckej firmy GMN⁹ Bearings. [11]



Obr. 2.10 PBS TJ 40-G1 [11]



Obr. 2.11 PBS TJ 40-G2 [11]

⁸ AC-DC menič alebo usmerňovač - prevádza striedavé vstupné napätie a prúd na jednosmerné výstupné napätie a prúd [20]

⁹ German Manufacturer of High Precision Ball Bearings, Clutches, and Seals. [22]

Tab. 2.3 Základné technické údaje prúdového motora TJ 40-G1 a TJ 40-G2 [11]

	TJ 40-G1	TJ 40-G2
Hlavné parametre		
Maximálny ťah	395 N	395 N
Maximálna spotreba paliva	1 230 g·min ⁻¹	1 230 g·min ⁻¹
Elektrický výkon	12 V - 200 W	12 V - 800 W
Rozmery a hmotnosť		
Maximálny priemer	147 mm	147 mm
Dĺžka	305 mm	373 mm
Suchá hmotnosť	3,4 kg	4,0 kg
Ďalšie dáta		
Maximálne otáčky	98 000 min ⁻¹	98 000 min ⁻¹
Maximálna EGT	780 °C	780 °C
Nasávané množstvo vzduchu	0,78 kg·s ⁻¹	0,78 kg·s ⁻¹
Kompresný pomer	3,8	3,8
Požiadavky		
Palivo	Kerozín, Diesel	
Mazanie	3 % oleja v palive	

2.4 Modelárska aplikácia

2.4.1 Graupner G-Booster

V kategórii malých prúdových motorov, používajúcich sa výhradne v modelárskych aplikáciách, našli svoje uplatnenie G-Booster 80 Plus, G-Booster 130 Plus a G-Booster 160 Plus (Obr. 2.12), ktoré vyrába nemecká firma Graupner.

Séria Graupner G-Booster turbín funguje na rovnakom princípe ako veľký prúdový motor, vid' kapitola 1.1. K vyvodu potrebného ťahu pre model lietadla je potrebná vysoká rýchlosť vystupujúcich horúcich plynov, ktorá pri týchto motoroch môže presiahnuť hranicu až 1000 km·hod⁻¹. Celý proces nepretržite kontroluje jednotka Jetronic Vx, ktorá zabezpečuje optimálny chod a neustále nastavuje parametre na najprimeranejšie hodnoty. Turbína sa štartuje automaticky pomocou plynovej páčky na vysielačke, ktorá je prepojená s kontrolnou jednotkou Jetronic pomocou prijímača. Pilot si potom len nastaví požadovanú úroveň ťahu pohybom tejto páčky. [18]

**Obr. 2.12** G-Booster 80 Plus, 130 Plus a 160 Plus [18]

Tab. 2.4 Základné technické údaje prúdových motorov série G-Booster Plus [18]

	G-Booster 80 +	G-Booster 130 +	G-Booster 160 +
Hlavné parametre			
Maximálny ťah	50-85 N	110-140 N	140-170 N
Maximálna spotreba paliva	290 g·min ⁻¹	450 g·min ⁻¹	580 g·min ⁻¹
Rozmery a hmotnosť			
Maximálny priemer	91 mm	112 mm	112 mm
Dĺžka vrátane štartéra	230 mm	288 mm	288 mm
Suchá hmotnosť	0,97 kg	1,54 kg	1,57 kg
Ďalšie dáta			
Voľnobežné otáčky	45 000 min ⁻¹	30 000 min ⁻¹	30 000 min ⁻¹
Maximálne otáčky	165 000 min ⁻¹	119 000 min ⁻¹	123 000 min ⁻¹
Nasávané množstvo vzduchu			0,39 kg·s ⁻¹
Maximálna rýchlosť lietadla		1 650 km·hod ⁻¹	
Požiadavky			
Palivo	Jet A1		
Olej	Aeroshell Turbine Oil 500		
Mazanie	5 % oleja v palive		

Motor pozostáva z jednostupňového radiálneho kompresora s dvanástimi lopatkami, prstencovej spaľovacej komory, jednostupňovej axiálnej turbíny z materiálu Inconel 713 a z výstupnej dýzy. Servisný interval je stanovený na 50 hodín prevádzky, alebo po prekročení 300 miliónov otáčok. Najmodernejšie technológie výroby tak zaisťujú vysoký výkon a trvanlivosť. [18]

2.4.2 Jets Munt Merlin

Séria XLB prúdových motorov Merlin, španielskej firmy Jets Munt SL, prešla aktualizáciou a od klasickej série sa líši vynovenou elektronikou, XBUS systémom, integrovanými ventilmi, bezkontaktným štartérom (umiestneným vpredu motora) a bezkontaktným čerpadlom. [19]

**Obr. 2.13** Zľava Merlin 100 XBL, Merlin 140 XBL a Merlin 200 XBL [19]

Tieto prúdové motory sú konštruované k pohonu rádiom navádzaných modelov lietadiel. Rozbeh motora zaisťuje elektrický štartér, ktorý ovláda elektronická riadiaca jednotka ECU¹⁰ a zároveň kontroluje prevádzkové parametre v rámci konštrukčných limitov. FADEC¹¹ dokonca všetky tieto údaje za posledných 51 minút archivuje v digitálnej forme. Pohonná jednotka využíva systém priameho kvapalného predohrevu vďaka keramickým žhaviacim sviečkam vo vnútri s dlhou životnosťou. Po tomto počiatovom predohreve sa zavádza tekuté palivo s malým percentom oleja na mazanie dvoch keramických vysokorýchlostných ložísk. Palivo vstupuje do motora priamo len cez jeden vstup, prostredníctvom malého elektrického čerpadla. Otáčky od voľnobehu do maxima sú riadené menením rýchlosti palivového čerpadla, prostredníctvom elektronického regulátora, ktorý je pripojený k motoru cez dátový konektor. [19]

V súčasnosti spoločnosť Jets Munt SL vyrába vylepšenú sériu XBL len troch prúdových motorov (Obr. 2.13). Všetky ich dostupné parametre sú uvedené v tabuľke 2.5.

Tab. 2.5 Základné technické údaje prúdových motorov značky Jets Munt série XBL [19]

	Merlin 100 XBL	Merlin 140 XBL	Merlin 200 XBL
Hlavné parametre			
Voľnobežný ťah	4 N	5 N	7 N
Maximálny ťah	100 N	140 N	200 N
Maximálna spotreba paliva	380 g·min ⁻¹	500 g·min ⁻¹	700 g·min ⁻¹
Rozmery a hmotnosť			
Maximálny priemer	90 mm	102 mm	110 mm
Dĺžka vrátane štartéra	204 mm	216 mm	265 mm
Suchá hmotnosť	0,95 kg	1,32 kg	1,55 kg
Ďalšie dáta			
Voľnobežné otáčky	42 000 min ⁻¹	35 000 min ⁻¹	30 000 min ⁻¹
Maximálne otáčky	152 000 min ⁻¹	130 000 min ⁻¹	115 000 min ⁻¹
Maximálna EGT	550-650 °C	650-700 °C	650-725 °C
Požiadavky			
Palivo	Jet A1, Kerozín, Parafín K1		
Olej	Aeroshell Turbine Oil 500, Exxon 2380, Mobil JetOil II.		
Mazanie	4 % oleja v palive		

2.4.3 KingTech Turbines

Ďalším výrobcom malých turbínových jednotiek používajúcich sa v modelárskych aplikáciách je taiwanská firma KingTech Turbines. Uvedené sú len tri motory, ale momentálne spoločnosť vyrába až deväť typov týchto tepelných strojov. Medzi najmenšie sa zaraďuje K-45G (Obr. 2.14), ktorý podľa časopisu RC Jet International zo septembra 2015 v rámci testovania splnil výrobcom

¹⁰ Electronic Control Unit - uplatnenie má vo viacerých prúdových motoroch od rozličných značiek (Jets Munt SL, KingTech Turbines, JetCat a iné) [19, 20, 23]

¹¹ Full Authority Digital Engine Control - elektronický systém, ktorý spolupracuje s ECU, zabezpečuje správny chod motora a meria hodnoty ako napr. teplotu výstupných plynov, otáčky motora, čas chodu atď. [20]

uvedené parametre a naplnil tak očakávania kandidátov pre menšie a lacnejšie modely lietadiel. Nasledujúcimi jednotkami sú K-60G, K-80G, K-100G, K-120G, K-140G, K-160G, K-180G a posledná, najväčšia, najdrahšia a najvýkonnejšia, K-210G. Odlišnosti, viditeľné na prvý pohľad, sú len vo veľkosti. No z technického hľadiska v rozdielnych výkonoch, spotrebe paliva, maximálnych otáčkach atď. Pre porovnanie slúži tabuľka 2.6. [20]



Obr. 2.14 KingTech K-45G [20]



Obr. 2.15 KingTech K-120G [20]

G-séria má po novom v prednom kryte zabudované obidva elektromagnetické ventily spolu s jedným malým vstupom na prívod paliva. Výrobca odporúča vykonávať servisnú prehliadku každých 25 hodín, respektíve vždy po dosiahnutí 300 miliónov otáčok. [20]

Tab. 2.6 Základné technické parametre prúdových motorov značky KingTech [20]

	K-45G	K-100G	K-210G
Hlavné parametre			
Maximálny ťah	45 N	100 N	210 N
Maximálna spotreba paliva	155 g·min ⁻¹	350 g·min ⁻¹	590 g·min ⁻¹
Rozmery a hmotnosť			
Maximálny priemer	76 mm	95,25 mm	112,6 mm
Dĺžka vrátane štartéra	195 mm	254 mm	286 mm
Suchá hmotnosť	0,7 kg	1,3 kg	1,65 kg
Ďalšie dáta			
Voľnobežné otáčky	55 000 min ⁻¹	43 000 min ⁻¹	33 000 min ⁻¹
Maximálne otáčky	170 000 min ⁻¹	142 000 min ⁻¹	120 000 min ⁻¹
Maximálna EGT	700 °C	650 °C	650 °C
Požiadavky			
Palivo	Jet A1, Diesel, Kerozín		
Olej	KingTech Special Blend Oil		
Mazanie	5 % oleja v palive		

2.4.4 EvoJet Booster

Od roku 2014 ponúka nemecká firma evoJet novú, vylepšenú sériu prúdových turbín s označením Booster *ex*¹², ktorá pôvodne nahradila verziu Booster *vx* s nižšími ťahovými výkonmi. EvoJet ako jedna z mála spoločností ponúka na B170ex a B220ex tri rôzne varianty výkonu podľa požiadaviek zákazníka a odstupňované sú po 20 N. [21]



Obr. 2.16 Najmenší z rodiny Booster EX - evoJet Booster 100ex [21]

EvoJet B100ex (Obr. 2.16) vznikol na základe spolupráce s anglickou firmou Wren Turbines a je vhodný prevažne do menších prúdových modelov, alebo pre dvojmotorovú aplikáciu. Sériá *ex* predstavuje vylepšený systém jedného, priameho, palivového potrubia, vysoko výkonný rotor turbíny pre maximálny ťah, keramický horák SFL 12V pre plne automatický štart a ľahkú mini Jetronic-ex ECU jednotku s evoJet softvérom. Keďže každý motor narába s iným rozsahom otáčok, a tak je servisný interval stanovený všeobecne na 25 hodín. [21]

Tab. 2.7 Základné technické parametre prúdových motorov evoJet [21]

	B100ex	B170ex	B220ex
Hlavné parametre			
Maximálny ťah	105 N	140-180 N	180-220 N
Maximálna spotreba paliva	310 g·min ⁻¹	420-540 g·min ⁻¹	535-650 g·min ⁻¹
Rozmery a hmotnosť			
Maximálny priemer	90 mm	112 mm	112 mm
Dĺžka vrátane štartéra	233,5 mm	281 mm	281 mm
Suchá hmotnosť	1,0 kg	1,7 kg	1,7 kg
Ďalšie dáta			
Voľnobežné otáčky	48 000 min ⁻¹	30 000 min ⁻¹	30 000 min ⁻¹
Maximálne otáčky	160 000 min ⁻¹	124 000 min ⁻¹	123 000 min ⁻¹
Maximálna EGT	650-730 °C	650-720 °C	650-720 °C
Požiadavky			
Palivo	Jet A1, Kerozín		
Olej	Aeroshell Turbine Oil 500		
Mazanie	5 % oleja v palive		

¹² Eco Extreme [21]

B170ex a B220ex sú vhodné pre väčšie modely až do 25 kg. Navyše od B100ex obsahujú kombinovaný kompresor 7/7 listov, ktorý umožňuje operovať v širšom rozsahu rýchlostí turbíny. Obdobne disponujú elektrickým štartérom a kerozínovým keramickým horákom SFL 12V, takže nie je potrebné pridávanie propánu počas štartu a takisto nie je potreba žiadneho dodatkového palivového potrubia, čo znižuje celkovú hmotnosť. [21]

2.4.5 JetCat

Jedna z najznámejších spoločností v celej Európe si vydobyla prvé miesto a najvyššiu popularitu na trhu plynových turbín. Nemecká firma JetCat ponúka široký sortiment prúdových motorov s výkonom od 25 N až do 550 N pre rozličné modelárske aplikácie nielen lietadiel, ale aj člnov, či dokonca podomácky vyrobených dopravných prostriedkov. Jedným z nich je napríklad jedno-miestne lietadlo Cricri „Jet“ MC 15 poháňané dvomi motormi JetCat P200-SX s váhou necelých 175 kg a maximálnou rýchlosťou až $275 \text{ km} \cdot \text{hod}^{-1}$. Ďalším príkladom môže byť prúdový klzák Ventus s dvojicou JetCat P160. Nezvyčajným typom pohonu až štyroch motorov JetCat P200, neskôr vylepšenou verziou štyrmi JetCat P400RX-G s výkonom $4 \times 395 \text{ N}$, je krídlo v tvare delta, ktoré si sám skonštruoval švajčiarsky pilot Yves Rossy (Obr. 2.17). „Jetman“ podnikol svoj prvý úspešný let nad švajčiarskymi Alpami v roku 2008. Celková váha krídiel s pilotom musí byť do 150 kg a vzhľadom k vysokému výkonu môže dosiahnuť rýchlosť málo cez $300 \text{ km} \cdot \text{hod}^{-1}$. Avšak toto použitie prúdových pohonov JetCat je veľmi špecifické. [23, 24, 25]



Obr. 2.17 Yves Rossy, „Jetman“ s JetCat P400RX-G [24]

JetCat motory majú taktiež v nižšej miere uplatnenie pri bezpilotných dronoch, či lietajúcich terčoch. Disponujú najmodernejším vnútorným vybavením a doplnkami slúžiacimi na ich chod bez akýchkoľvek nestabilností. V súčasnosti firma vyrába päť odlišných sérií. Každá obsahuje základné prvky vyvinuté špeciálne pre daný typ plynovej turbíny, aby spĺňala účel svojho použitia. Napríklad JetCat SX séria na rozdiel od JetCat SE navyše zahŕňa interný kerozínový štartér, alebo verzia JetCat RXi má uložené palivové čerpadlo spolu s filtrom pod krytom vstupnej časti. Ďalej má integrovaný nabíjaci systém pre batérie turbíny, bezkontaktný štartér-generátor, ventily, palivový senzor pre pravidelné vstrekovanie a pre detekciu vzduchových bublín, senzor teploty výstupných plynov a novú generáciu integrovanej jednotky ECU V10.0 pre minimálnu kabeláž a úsporu miesta. Príklad na sériu RXi je uvedený na obrázku 2.18 a jeho parametre sú špecifikované v tabuľke 2.8. [23, 25]



Obr. 2.18 JetCat P220-RXi [23]



Obr. 2.19 JetCat P20-SX [23]

Najmenším JetCat reprezentantom je P20-SX (Obr. 2.19) vhodný pre modely váhovej kategórie od 2 do 6 kg. Ako doplnok k prúdovým motorom od P80 do P160 firma ponúka modul vektorového riadenia ťahu (Obr. 2.20) poháňaný dvomi servami (naklápanie v X-ovej a Y-ovej ose). Pripevňuje sa priamo na turbínu a zvyšuje schopnosť manévrovateľnosti a vektorovanie ťahu modelu usmerňovaním toku horúcich výstupných plynov. [23]



Obr. 2.20 Vektorové riadenie [23]

Tab. 2.8 Základné technické parametre vybraných prúdových motorov JetCat [23, 25]

	P20-SX	P220-RXi	P550-PRO
Hlavné parametre			
Maximálny ťah	24 N	220 N	550 N
Maximálna spotreba paliva	90 g·min ⁻¹	730 g·min ⁻¹	1650 g·min ⁻¹
Merná spotreba paliva	0,188 kg·N ⁻¹ ·hod ⁻¹	0,158 kg·N ⁻¹ ·hod ⁻¹	0,144 kg·N ⁻¹ ·hod ⁻¹
Rozmery a hmotnosť			
Maximálny priemer	60 mm	116,8 mm	178,6 mm
Dĺžka vrátane štartéra	180 mm	309 mm	426 mm
Hmotnosť so štartérom	0,35 kg	1,85 kg	4,9 kg
Ďalšie dáta			
Voľnobežné otáčky	85 000 min ⁻¹	35 000 min ⁻¹	30 000 min ⁻¹
Maximálne otáčky	245 000 min ⁻¹	117 000 min ⁻¹	83 000 min ⁻¹
Maximálna EGT	690 °C	750 °C	750 °C
Nasávané množstvo vzduchu	0,05 kg·s ⁻¹	0,45 kg·s ⁻¹	0,93 kg·s ⁻¹
Požiadavky			
Palivo	Jet A1, Kerozín		
Olej	Plnosyntetický turbínový olej		
Mazanie	5 % oleja v palive		

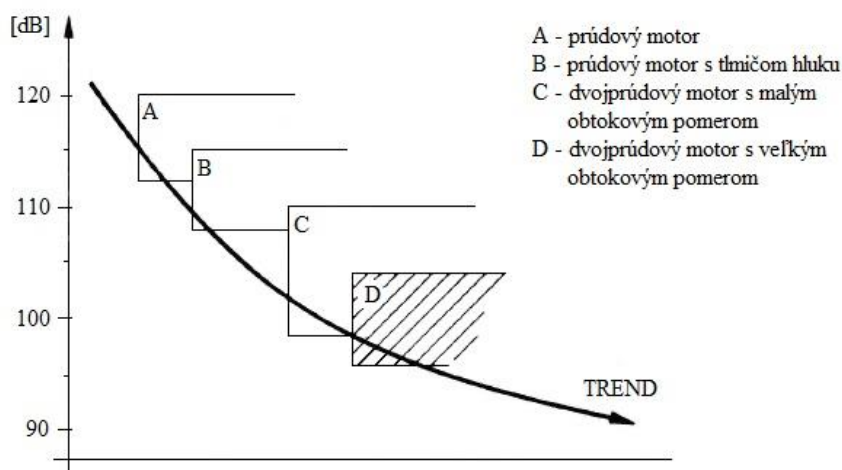
3 Vývojové trendy

Cieľom aktuálnych výskumných projektov a vývojových trendov do budúcnosti je predovšetkým znižovanie mernej spotreby paliva, znižovanie hluku a emisií, zvyšovanie propulznej a termickej účinnosti prúdového motora a obzvlášť znižovanie výrobných, či servisných nákladov. Tomuto faktoru napomáha hlavne rozvoj pokročilých materiálov využívaných v leteectve, teda zvyšovanie pevnosti, tuhosti, žiarupevnosti, efektívnosti apod. a znižovanie hmotnosti a rôznych typov strát.

Zvyšovanie účinnosti a merných parametrov prúdovej jednotky závisí od tlakových pomerov, od teploty hnacích plynov a od hodnôt prietokového súčiniteľa kompresorov a turbín. Ideálna podmienka čo najvyššej propulznej účinnosti by sa dosiahla, ak sa rýchlosť výstupných plynov z jeho pohonnej jednotky priblíži rýchlosti letu. Avšak zníženie tejto rýchlosti umožní transformovanie energie veľkého množstva nasávaného vzduchu. V skutočnosti sa to prejaví klesnutím termickej účinnosti v dôsledku strát v turbíne, ktorá premení určitú časť energie. [9, 26]

Vhodným príkladom môže byť aj prídavné spaľovanie, bez ktorého by sa v budúcnosti mohol lopatkový prúdový motor zaobiť. Keďže teplota plynov pred turbínou nepresahuje teplotu približne 1500 °C, nestihne sa spáliť všetok vzdušný kyslík. Ideálom by bola teplota niečo cez 2250 °C, všetok kyslík by zhorel, motoru by poskytol podstatne vyšší ťah a modul prídavného spaľovania by nebolo potreba (znížila by sa celková hmotnosť i merná spotreba). Momentálne však nie sú k dispozícii tak kvalitné materiály, aby odolali týmto vysokým teplotám a umožnili tak efektívne chladiť lopatky turbíny. [6]

Ďalšiu významnú úlohu hraje hluk a k jeho znižovaniu sú potrebné rôzne tlmiče hladiny hluku. Tento faktor možno znížiť napríklad voľbou optimálnej vzdialenosti medzi rotorom a statorom turbíny, pridaním zvukoizolačného voštinového materiálu, znížením obvodovej rýchlosti rotora, alebo zväčšením vzdialenosti medzi rotorovými a statorovými lopatkami. Klesajúcu tendenciu hladiny hluku v súčasnosti znázorňuje obrázok 3.1, avšak už sa jedná o dvojprúdové motory. [3]



Obr. 3.1 Hlučnosť jednotlivých typov leteckých motorov [2]

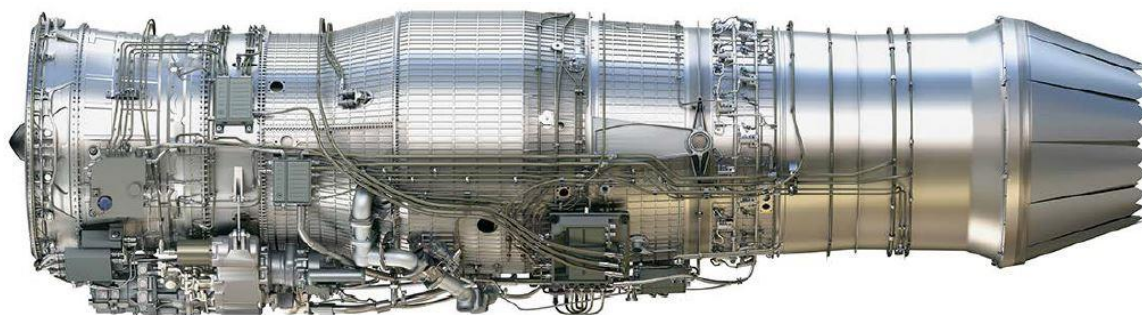
3.1 Program ADVENT

Možným opatrením pre zlepšenie parametrov lopatkových plynových turbín predstavujú motory s premenným cyklom (so zmenou obtokového pomeru). Myšlienka pochádza už zo 60-tych rokov od priekopníka Gerharda Neumanna. Princíp funkcie zabezpečujú dva módy, z nich každý má svoj opodstatnený význam. Prvým je high-thrust mode (mód vyššieho ťahu), ktorý riadi tok vzduchu cez samotné jadro motora a súčasne cez druhý obtokový kanál a dodáva vyšší ťah,

napríklad pri bojových manévroch, alebo vertikálnom stúpaní. Druhým je high-efficiency mode (režim s vysokou účinnosťou), ktorý smeruje prúd chladiaceho vzduchu cez tretí obtokový kanál a zároveň zlepšuje účinnosť pohonných hmôt. Takže má za úlohu znížiť spotrebu paliva, poskytnúť väčší dolet a možnosť zotrvať dlhšie v danej oblasti so zníženým rizikom, a navyše efektívnejšie chladí jadro výrazným znížením tepelného zaťaženia obtokových kanálov. [3, 27]

Ako znie samotný názov programu ADVENT - Adaptive Versatile Engine Technology, teda v preklade univerzálny motor s technológiou premenného cyklu, tak aj jeho hlavnou úlohou bolo zvýšenie efektívnosti využitia vo vojenskom letectve. V roku 2007 sa inžinierom z GE Aviation na podnet Amerického ministerstva obrany podarilo vyvinúť prototyp GE ACE (Adaptive Cycle Engine) zobrazený na obr. 3.2, ktorý dokáže na rozdiel od klasických motorov zvýšiť ťah o 10 %, znížiť spotrebu paliva o 25 % a tým pádom zvýšiť aj dolet o viac ako 30 %. Takisto poskytne podstatne väčšiu kapacitu odvodu tepla. Pre porovnanie, dnešné pohonné jednotky v bojových lietadlách sú skonštruované buď na poskytnutie vysokého ťahu, alebo pre vyššiu účinnosť paliva, ktorá obmedzuje výkonové charakteristiky lietadla.

V súčasnosti sa podarilo dokončiť radu testov a očakávané nasadenie v armádnych stíhačkách ďalšej generácie by mohlo nastať krátko po roku 2020, uvádza GE Aviation. [27]



Obr. 3.2 GE Adaptive Cycle Engine [27]

Na celom programe sa podieľa i projekt AETD (Adaptive Engine Technology Development), ktorý vyvíja a zabezpečuje adekvátne technológie pre výrobu. Jedným z celosvetových úspechov bola aplikácia nových kompozitových materiálov s keramickou matricou na nábežnú hranu obežných listov vysokotlakovej turbíny. Kompozity s keramickou matricou sa vyznačujú vysokou tepelnou odolnosťou a nízkou hmotnosťou. Znesú až o 100 °C viac ako momentálne používané konvenčné zliatiny na báze niklu a dokonca sú skoro o dve tretiny ľahšie. Pri testoch (od roku 2007) s týmto novým materiálom v mieste, kde spaliny opúšťajú spaľovaciu komoru a prúdia smerom k oblasti rotujúcej turbíny, dosiahla teplota výstupných plynov viac ako 1650 °C. Čiže o 150 °C viac, ako dnes používané prúdové motory. [28, 29]

Veľký krok vpred priniesla aj technológia 3D tlače a jej uplatnenie v niektorých komponentoch. Vedcom z GE Aviation sa podarilo touto metódou navrhnuť a vymodelovať palivové trysky, ktoré sú päťkrát pevnejšie i odolnejšie, a majú jednoduchší technologický dizajn redukujúci počet spájkových a zvarových spojov z 25 len na 5. Nielen to, ale zaručia i 15% zlepšenie s úsporou paliva a môžu operovať pri teplotách o 20 % vyšších, ako kovové zliatiny. Taktiež základným výrobným materiálom sú kompozity s keramickou matricou. Celý projekt sa nachádza v štádiu záverečných testov týchto dielov a v priebehu roku 2016 sa začne postupným uplatňovaním v motoroch novej generácie pre dopravné lietadlá. Firma už dostala viac ako 6000 objednávok z 20 rôznych krajín sveta v hodnote vyše 78 miliárd amerických dolárov. [29]

V technológii 3D tlače vidím budúcnosť aj v dnes používaných jednoprúdových motoroch, či už z hľadiska lepšej pevnosti a odolnosti, alebo v jednoduchšej a menej nákladnej vyrobiteľnosti určitých dielov. Takisto sa pri nej používajú pokročilé kompozity s keramickou matricou, ktoré vydržia vyššie teploty a zabezpečia nižšiu celkovú hmotnosť.

ZÁVER

V tejto bakalárskej práci som sa zaoberal problematikou jednoprúdových pohonných jednotiek, v kapitole 1.5 som zhodnotil ich primárne výhody a nevýhody, ďalej som uviedol niektoré príklady na ich použitie so základnými technickými údajmi a na záver som načrtol možné vývojové trendy, ktoré sú momentálne aktuálne a ktoré by mohli zlepšiť isté parametre jednoprúdových motorov.

„Výkonnejšie, dokonalejšie a ekonomickejšie“ - to sú parametre leteckých motorov, na ktoré sa v dnešnej dobe kladie najväčší dôraz. Zväčša sa jedná o dvojprúdové motory, no na druhej strane tie jednoprúdové v súčasnosti našli svoje špecifické uplatnenie a nestratili opodstatnenie. Dôležitú úlohu pri nich zohráva vysoká účinnosť pri veľkých rýchlostiach letu a menšie výrobné náklady. Vďaka týmto vlastnostiam a schopnostiam nestratili miesto na konkurenčnom trhu plynových turbín. Medzi ich hlavnými producentami naďalej prebieha konkurenčný boj, ktorý nepriamo ovplyvňuje výrobu lopatkovej jednotky z hľadiska vysokej presnosti, dlhšej životnosti, alebo technologickej jednoduchosti. Tieto aspekty sa potom odzrkadľujú na finálnej cene produktu, ako aj niektoré iné prevádzkové údaje, napríklad maximálny ťah, merná spotreba paliva, alebo dĺžka servisných intervalov.

Na druhej strane jednoprúdové motory sú nahraditeľné, ale za cenu vysokých nákladov. Tak isto majú určité fyzikálne limity. Napríklad hmotnostný tok vzduchu prechádzajúci motorom je v porovnaní s vrtuľovým pohonom pri nízkej rýchlosti relatívne malý, a aby bola dosiahnutá vyššia propulzná účinnosť, muselo by byť množstvo vzduchu prúdiaceho cez pohonnú jednotku oveľa väčšie, a teda aj rýchlosť výstupných plynov výrazne vyššia. Maximálna ťahová účinnosť by bola dosiahnutá v prípade vyrovnania rýchlosti letu s rýchlosťou vystupujúcich horúcich spalín, čo je v praxi kvôli stratám nereálne. Aby sa mohol tento parameter zlepšiť, používajú sa regulovateľné výstupné dýzy, čo je opäť na úkor vyšších výrobných nákladov.

Súčasný vývoj sa skôr orientuje cestou zavádzania nových, lepších, žiarupevných materiálov. Začínajú sa používať kompozity s keramickou maticou, čo zaručuje odolnosť voči veľmi vysokým teplotám a taktiež aj znižovanie celkovej váhy prúdového motora. Technologický pokrok prináša i technológia 3D tlače, kedy sa proces výroby zjednodušuje a urýchľuje. Výsledkom sú produkty, ktoré oproti klasickému vyhotoveniu majú zredukovaný počet zvarových a spájkových spojov, a zároveň vyššiu pevnosť.

Ďalším významným faktorom, na ktorý sa dnes kladie vysoký dôraz, je životné prostredie. Keďže letecké prúdové motory produkujú vysoké množstvo škodlivých emisií, tak sa postupne sprísňujú zavedené normy a štandardy. S touto problematikou úzko súvisí aj nadmerná hladina hluku, ktorá je najviac poznať pri štarte lietadla, kedy sa pre vzlet využíva maximálny ťah. Našťastie trend hladiny hluku má v súčasnosti klesajúcu tendenciu. Dúfajme, že vďaka špeciálnym tlmičom hluku bude táto hladina naďalej klesať aj v budúcnosti.

ZOZNAM POUŽITÝCH ZDROJOV

- [1] KMOCH, Petr. *Teorie leteckých motorů*. Brno: Univerzita obrany, 2011. ISBN 978-80-7231-794-3.
- [2] KOCÁB Jindřich a Josef ADAMEC. *Letadlové motory*. Praha: KANT, 2000. ISBN 80-902914-0-6.
- [3] OTT, Adolf. *Pohon letadel*. Brno: Vysoké učení technické, 1993. Učební texty vysokých škol. ISBN 80-214-0522-8.
- [4] KŘÍŽ, Josef. *Lietadlové pohonné jednotky*. V Žiline: EDIS - vydavateľstvo ŽU, 2004. ISBN 80-8070-342-6.
- [5] KŘÍŽ, Josef. *Letadlové motory*. 3. vyd. Bratislava: Alfa, 1981. Dočasné vysokoškolské učebnice.
- [6] *Letecké motory* [online]. 2002-2016 [cit. 2016-05-09]. Dostupné z: <http://www.leteckemotory.cz/>
- [7] How Gas Turbine Engines Work. *BS Aeronautics* [online]. 2016 [cit. 2016-05-10]. Dostupné z: <http://www.bsaeronautics.com/2015/09/23/how-gas-turbine-engines-work/>
- [8] Jet Engine Types. *Aerospaceweb.org* [online]. 1997-2012 [cit. 2016-05-10]. Dostupné z: <http://www.aerospaceweb.org/question/propulsion/q0033.shtml>
- [9] HANUS, Daniel. *Pohon letadel*. Vyd. 3. V Praze: České vysoké učení technické, 2008. ISBN 978-80-01-04104-8.
- [10] HOCKO, Marián. *Úvod do teórie leteckých motorov II*. [online]. Košice: Letecká fakulta Technickej univerzity, 2008 [cit. 2016-05-09]. ISBN 978-80-553-0085-6. Dostupné z: <http://web.tuke.sk/lf-kli/Hocko%20Marian/>
- [11] *PBS Velká Bíteš* [online]. 2000-2016 [cit. 2016-05-09]. Dostupné z: <http://www.pbsvb.cz/>
- [12] *Study Energy Web* [online]. 2011 [cit. 2016-05-09]. Dostupné z: <http://studyenergyweb.fme.vutbr.cz>
- [13] HOCKO, Marián. *Približný výpočet tepelného obehu jednopráúdového leteckého turbokompresorového motora* [online]. Košice: Letecká fakulta Technickej univerzity, 2010 [cit. 2016-05-10]. Dostupné z: <http://web.tuke.sk/lf-kli/Hocko%20Marian/>
- [14] Subsonex. *Sonex Aircraft* [online]. 2016 [cit. 2016-05-10]. Dostupné z: <http://www.sonexaircraft.com/subsonex/>
- [15] Авиация общего назначения в ру_авиа. *LIVEJOURNAL* [online]. 2011 [cit. 2016-05-10]. Dostupné z: <http://ru-avia.livejournal.com/113906.html>
- [16] *ADCOM SYSTEMS* [online]. 2015 [cit. 2016-05-10]. Dostupné z: <http://www.adcom-systems.com/>
- [17] 304S SHARK. *HpH sailplanes* [online]. 2014 [cit. 2016-05-10]. Dostupné z: http://www.hph.cz/index.php?option=com_content&view=article&id=54%3A304sc&Itemid=60&lang=en
- [18] *Graupner* [online]. [cit. 2016-05-10]. Dostupné z: <https://www.graupner.de/>

- [19] *jets munt TURBINES* [online]. [cit. 2016-05-10]. Dostupné z:
<http://www.jetsmunt.com/wp/homepage/>
- [20] *KingTech turbines* [online]. 2016 [cit. 2016-05-10]. Dostupné z:
<http://www.kingtechturbines.com/eshop/>
- [21] Model Jet Engines. *evoJet* [online]. 2009-2016 [cit. 2016-05-10]. Dostupné z:
<http://xcm.evojets.de/index.php?cPath=1>
- [22] *GMN Bearings* [online]. 2012-2016 [cit. 2016-05-10]. Dostupné z:
<http://www.gmnbt.com/>
- [23] Strahltriebwerke. *JetCat Germany* [online]. 2016 [cit. 2016-05-10]. Dostupné z:
<http://www.jetcat.de/jetcatturbinen/strahltriebwerke.htm#536615a53405efd01>
- [24] *JETMANDUBAI* [online]. [cit. 2016-05-10]. Dostupné z: <http://www.jetman.com/>
- [25] Turbines. *JetCat USA* [online]. 2015 [cit. 2016-05-10]. Dostupné z:
<http://jetcatusa.com/rc-turbines/turbines/>
- [26] KŘÍŽ J. a A. NOVÁK. Aspekty a úspěchy vývoje leteckých motorů. *Doprava a spoje - internetový časopis* [online]. 2005, č. 2005 - 1 [cit. 2016-05-11]. Dostupné z:
<http://fpedas.uniza.sk/dopravaaspoje/rok.php?rok=2005&c=1>
- [27] GE Adaptive Cycle Engine. *GE Aviation* [online]. 2015 [cit. 2016-05-11]. Dostupné z:
<http://www.geaviation.com/military/engines/adaptive-cycle/>
- [28] Full ADVENT engine tests meet fuel, heat goals: GE. *Flightglobal* [online]. 2015 [cit. 2016-05-11]. Dostupné z: <https://www.flightglobal.com/news/articles/full-advent-engine-tests-meet-fuel-heat-goals-ge-408182/>
- [29] Fit To Print: New Plant Will Assemble World's First Passenger Jet Engine With 3D Printed Fuel Nozzles, Next-Gen Materials. *GE REPORTS* [online]. 2016 [cit. 2016-05-11]. Dostupné z: <http://www.gereports.com/post/80701924024/fit-to-print>
- [30] *MiniJets.ORG* [online]. 2002-2011 [cit. 2016-05-11]. Dostupné z:
<http://www.minijets.org/index.php?id=accueil>

ZOZNAM POUŽITÝCH SYMBOLOV

Symbol	Jednotka	Veličina
A	$[m^2]$	charakteristický prierez
c	$[m \cdot s^{-1}]$	rýchlosť
c_{vstup}	$[m \cdot s^{-1}]$	rýchlosť vstupných plynov
$c_{výstup}$	$[m \cdot s^{-1}]$	rýchlosť výstupných plynov
ε	$[-]$	tlakový (kompresný) pomer
E_p	$[J]$	dodaná energia
E_{sp}	$[J]$	energia spotrebovaná vo vnútri spaľovacej turbíny na pohon kompresora, pomocných zariadení a krytie strát
E_{vstup}	$[J]$	energia vstupujúca do spaľovacej turbíny obsiahnutá v prúde nasávaného vzduchu
$E_{výstup}$	$[J]$	energia na výstupe
F	$[N]$	výsledný ťah
F_m	$[N]$	merný ťah
κ	$[-]$	Poissonova konštanta (adiabatický exponent)
λ	$[-]$	súčiniteľ prebytku vzduchu
L_t	$[kg \cdot kg^{-1}]$	teoreticky potrebné množstvo vzduchu
m_p	$[kg \cdot N^{-1} \cdot hod^{-1}]$	merná spotreba paliva
N_{ef}	$[W]$	efektívny výkon
N_T	$[W]$	ťahový výkon
η_c	$[-]$	celková účinnosť
η_p	$[-]$	ťahová (propulzná) účinnosť
η_t	$[-]$	termická účinnosť
η_v	$[-]$	vnútorná (efektívna) účinnosť
p	$[Pa]$	tlak
Q_m	$[kg \cdot s^{-1}]$	hmotnostný tok vzduchu pretekajúceho motorom za jednotku času
$Q_{m,p}$	$[kg \cdot s^{-1}]$	hmotnostný tok paliva
$Q_{m,sp}$	$[kg \cdot s^{-1}]$	spotrebovaný hmotnostný tok vzduchu na chladenie, klimatizáciu a krytie strát

$Q_{m,vp}$	$[\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}]$	hmotnostný tok výstupných plynov
$Q_{m,vz}$	$[\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}]$	hmotnostný tok nasávaného vzduchu
q_n	$[\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}]$	výhrevnosť paliva
r	$[\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}]$	merná plynová konštanta
ρ	$[\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}]$	hustota
q_{spotr}	$[\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}]$	spotrebované teplo
T	$[\text{K}]$	termodynamická teplota
w_o	$[\text{J}]$	merná práca obehu

ZOZNAM POUŽITÝCH SKRATIEK

Skratka	Anglický názov	Slovenský názov
AC	Alternating Current	Striedavý prúd
ACE	Adaptive Cycle Engine	Motor s premenným cyklom
AETD	Adaptive Engine Technology Development	Vývoj technológií pre motory s premenným cyklom
ADVENT	Adaptive Versatile Engine Technology	Univerzálny motor s technológiou premenného cyklu
DC	Direct Current	Jednosmerný prúd
ECU	Electronic Control Unit	Elektronická riadiaca jednotka
EGT	Exhaust Gas Temperatuer	Teplota výstupných plynov
ex	Eco Extreme	-
FADEC	Full Authority Digital Engine Control	-
GE	General Electric	-
GMN	German Manufacturer of High Precision Ball Bearings, Clutches, and Seals	-
PBS	-	První Brněnská Strojírna
RC	Radio Control	Dial'kové ovládanie
SFC	Specific Fuel Consumption	Merná spotreba paliva
UAV	Unmanned Aerial Vehicle	Bezpilotný lietajúci prostriedok

ZOZNAM PRÍLOH

Príloha A - Porovnanie jednoprúdových motorov pre modelársku aplikáciu	47
--	----

Príloha A

Tab. A Porovnanie jednoprúdových motorov pre modelársku aplikáciu

	1. G-Booster 80+	2. Merlin 100 XBL	3. K-100G
<i>Hlavné parametre</i>			
Maximálny ťah	50-85 N	100 N	100 N
Maximálne otáčky	165 000 min ⁻¹	152 000 min ⁻¹	142 000 min ⁻¹
Maximálna EGT	-	650 °C	650 °C
Maximálna spotreba paliva	290 g·min ⁻¹	380 g·min ⁻¹	350 g·min ⁻¹
<i>Rozmery a hmotnosť</i>			
Maximálny priemer	91 mm	90 mm	95,25 mm
Dĺžka	230 mm	204 mm	254 mm
Suchá hmotnosť	0,97 kg	0,95 kg	1,3 kg
Cena ¹³	2 600 €	1 800 €	1 830 €

	4. B100ex	5. P100-RX
<i>Hlavné parametre</i>		
Maximálny ťah	105 N	100 N
Maximálne otáčky	160 000 min ⁻¹	154 000 min ⁻¹
Maximálna EGT	730 °C	720 °C
Maximálna spotreba paliva	310 g·min ⁻¹	390 g·min ⁻¹
<i>Rozmery a hmotnosť</i>		
Maximálny priemer	90 mm	97 mm
Dĺžka	233,5 mm	235 mm
Suchá hmotnosť	1,0 kg	1,08 kg
Cena	2 250 €	2 140 €

Uvedené značky:

1. Graupner
2. Jets Munt
3. KingTech Turbines
4. evoJet
5. JetCat

¹³ Cena je uvedená priamo zo stránky výrobcu a prepočítaná na aktuálny kurz podľa Národnej banky Slovenska zo dňa 23. 5. 2016